



Los cohetes en el INTA

Julián Simón Calero
Pedro Sanz-Aránguez Sanz



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE DEFENSA





Los cohetes en el INTA

Pedro Sanz-Aránguez Sanz

Julián Simón Calero

Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas»

CATÁLOGO GENERAL DE PUBLICACIONES OFICIALES
<http://www.publicacionesoficiales.boe.es>

Los derechos de esta obra están amparados por la Ley de Propiedad Intelectual. No podrá ser reproducida por medio alguno, comprendidos la reprografía y el tratamiento informático, sin permiso previo de los titulares del © Copyright.

© Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas» (INTA)

Edita:



NIPO: 078-12-003-0
ISBN: 978-84-938932-0-0

Depósito Legal: M-32834-2012

Diseño y Arte: Vicente Aparisi y Javier Simancas

Fotografías: Manuel Lamparero y Juan Carlos Zafra (portada)

Tirada: 250 ejemplares
Fecha de edición: octubre 2012

Imprime: Imprenta Nacional del Boletín Oficial del Estado



Presentación

La tecnología de los cohetes nació prácticamente con el Instituto, a *rebufo* de la guerra civil española y en plena efervescencia de la guerra mundial, y se mantuvo -como recogen los autores-, a pesar de los enormes cambios tecnológicos habidos durante sus 50 años de existencia, hasta finales del siglo pasado.

Es, por tanto, una de las pocas actividades que ha gozado de continuidad en la historia del INTA. Ha sido hilo conductor y en buena parte el motor del desarrollo tecnológico del Instituto.

El trabajo en este campo involucró siempre a la industria española, siendo el INTA promotor, cabeza o partícipe en todas las fases de los proyectos, lo que propició la utilización práctica del concepto de *sistema*, así como el desarrollo de una metodología de gestión de proyecto.

El libro es un ensayo histórico que ofrece multitud de datos técnicos y científicos. Estamos ante la descripción del trabajo que hizo posible el desarrollo de cohetes en el INTA.

La obra traza la línea de continuidad, la trayectoria tecnológica y científica que va desde los primeros ensayos sobre las instalaciones que el Ejército del Aire transfirió al INTA (donde se ensayaban pequeños cohetes Aire-Tierra) hasta el programa *Capricornio*, pasando por los cohetes de sondeo meteorológico, que también fueron vehículos portadores de importantes experiencias científicas, con El Arenosillo de protagonista como campo de lanzamiento. O la descripción del proceso de desarrollo conceptual y tecnológico que supusieron los cohetes guiados. Sin olvidar, claro está, el despertar astronáutico mundial de finales de los 50 y el interés del Ministerio del Aire por que el país participara en él a través del INTA.

Interés que, por otra parte, siempre tuvo el Instituto, dados sus contactos con instituciones y científicos extranjeros del sector. En este sentido, citan los autores -entre otros hechos que propiciaron la transferencia de conocimiento y tecnología- el seminario que, sobre *Ciencia y Tecnología del Espacio*, se desarrolló en Madrid en un año tan «precoz» como 1960.

Una manera de aprovechar tanta experiencia era la realización de un vehículo lanzador capaz de poner en órbita pequeños satélites. La idea va tomando cuerpo y en 1990 el *Capricornio* forma parte ya de los programas del INTA. El libro cuenta las vicisitudes por las que pasó el proyecto hasta su cancelación a finales de 1999.

En definitiva, el libro pretende que el trabajo de un grupo técnico altamente cualificado no pase inadvertido. Tiene la vocación, además, de divulgar la ciencia y la tecnología que se hacía en España en un periodo histórico y de un sector que alcanzó un desarrollo tan notable, que se quedó a un paso de poder poner sistemas satelitales en órbita. Es no solo la narración de un desarrollo tecnológico concreto, sino parte muy importante de la historia misma del INTA. Todo ello, contado por quienes fueron partícipes destacados en los programas y acontecimientos que describe la obra: Pedro Sanz-Aránguez y Julián Simón.

Jaime Denis Zambrana
Director General del INTA

Índice

PRÓLOGO	9
PREFACIO	11
INTRODUCCIÓN	13
Las primeras actividades	14
La Comisión Técnica Asesora de Cohetería	15
Los cohetes aire-tierra	17
Los cohetes de sondeo	18
Los cohetes guiados	20
El programa <i>Capricornio</i>	20
Las instalaciones	22
CAPÍTULO 1. LOS COHETES AIRE-TIERRA	25
Los primeros cohetes (1945/54)	26
El cohete INTA S-6	39
El cohete INTA S-9	43
El cohete INTA S-11	47
El cohete INTA S-12	52
La Bomba Perforante Freno Acelerada	59
Conclusión final	61
ANEXOS	63
CAPÍTULO 2. LOS COHETES DE SONDEO	75
La planificación inicial	76
El cohete de sondeo INTA-255	79
El cohete de sondeo INTA-300	89
El cohete INTA-300B	106
El cohete de sondeo INTA-100	110
Desarrollos de nuevos motores	123
Actividades complementarias	127
ANEXOS	130
CAPÍTULO 3. LOS COHETES GUIADOS	149
Misil aire-aire INTA-156 <i>Banderilla</i>	150
Vehículo guiado experimental INTA-300G	167
El Proyecto Scila	176
El Misil <i>Tajo</i>	183
CAPÍTULO 4. EL PROGRAMA <i>CAPRICORNIO</i>	193
El primer <i>Capricornio</i>	195
El demostrador <i>Argo</i>	202
El segundo <i>Capricornio</i>	233
Últimas notas	238
El Centro Espacial de Canarias	240
Últimos desarrollos	245

CAPÍTULO 5. LAS INSTALACIONES	259
Los Campos de Lanzamiento. Los requisitos en su inicio	260
Las instalaciones de propulsión	270
Las instalaciones de guiado	285
Apéndices	301
Depreciación de la peseta	302
Índice de acrónimos	304
Fuentes Documentales	308
Archivos	309
Bibliografía	311
Dramatis Personæ	314
Índice analítico	318
Biografías	327

Prólogo

Si se desea estudiar la historia contemporánea de España, son muchos, evidentemente, los elementos, las piezas del rompecabezas, a tomar en consideración. De lo que no me cabe duda, sin embargo, es que una de esas piezas es el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA). El porqué es fácil de explicar: es difícil encontrar en la historia española del siglo XX y lo que llevamos del XXI, una institución que aúne tantos y tan variados dominios. Nacida (1942) dentro de un ministerio militar, el de Aviación, nunca ha perdido su dimensión militar, que hace que todavía hoy esté adscrita al Ministerio de Defensa. Se trata, en consecuencia, de una institución plenamente integrada en el ámbito político y gubernamental, lo que no es óbice para que, por la propia naturaleza de sus funciones, de alta exigencia técnica, haya mantenido siempre vínculos muy estrechos con los mundos de la tecnología y de la ciencia, hasta el punto de que el INTA constituye un capítulo obligado para cualquier historia de la tecnología y ciencia en España. De hecho, no es solo que haya mantenido relaciones con la ciencia y la tecnología, sino que ha sido un acogedor y estimulante hogar para ambas.

Y si hablamos de tecnología y de ciencia, empresas intrínsecamente cosmopolitas, es obvio que no nos podemos limitar al ámbito español: el INTA ha sido y es un organismo plenamente internacional, de manera que su historia se encuentra plenamente integrada en la historia mundial, de la política y de la técnica. Y lo está más aún debido a la naturaleza de sus intereses: no es posible, en efecto, comprender la historia del siglo XX dejando al margen a la aeronáutica.

Podría continuar explicitando muchos otros mundos con los que el INTA está y ha estado relacionado; mundos como el de la industria, y consecuentemente el de la economía, o el de las tan importantes para nuestro país relaciones bilaterales con Estados Unidos (el caso, por ejemplo, de las estaciones de seguimiento espacial que la NASA en colaboración con el INTA estableció en España), pero no es necesario, creo, continuar por esta frondosa senda para defender la tesis de la importancia del INTA en la historia contemporánea de España, una importancia de la que se sigue inmediatamente la necesidad de estudiar con el mayor detalle posible la plural, y pluridisciplinar historia del instituto de Torrejón.

A esta tarea se suman ahora con este magnífico libro, *Los cohetes en el INTA*, los ingenieros, Pedro Sanz-Aránguez Sanz y Julián Simón Calero, ambos con una larga carrera a sus espaldas en el INTA. Como ellos mismos señalan en la Introducción, «los cohetes han constituido una actividad permanente durante casi toda la existencia del INTA». Y no es extraño que así sea, ya que los cohetes reúnen un conjunto de técnicas ligadas a la propia idea de una institución como el INTA. Requieren, en efecto, de profundos conocimientos químicos y físicos para los propulsores que alimentan a los motores que los impulsan; motores que hay que diseñar y desarrollar, tareas estas altamente exigentes. Pero, claro, no basta con esto: los cohetes tienen que volar, moverse en un medio que ofrece resistencia (cuestión para cuyo estudio los túneles aerodinámicos del INTA constituyen una ayuda inapreciable), y dirigir, con la mayor precisión, ese movimiento hacia el objetivo seleccionado. De todas estas cuestiones tecnocientíficas, de todos estos problemas de innovación y desarrollo, y de muchos otros (como pueden ser maniobrabilidad, telemidas, lanzadores, tipos de cohetes, instalaciones, programas) se ocupan los autores. Y lo hacen, además, insertándolos en el contexto sociopolítico y económico, público y privado, en el que tuvieron lugar, mostrando de esta forma una profunda sensibilidad histórica.

Hace ya quince años, culminé una empresa que me había encargado tiempo atrás uno de los directores generales del INTA, Enrique Trillas: la escritura de *INTA, 50 años de Ciencia y Técnica Aeroespacial*. Durante unos años deambulé por el campus de Torrejón y otros lugares, buscando fuentes documentales. Y no fue siempre fácil o posible encontrarlas, entre otras razones porque algunas no se habían conservado. Puedo, por consiguiente, valorar mejor que muchos el gran esfuerzo que Pedro Sanz-Aránguez Sanz y Julián Simón Calero han realizado en esta obra plena de información y rigor, articulados en una narración continua y bien estructurada. Y puedo, asimismo, lamentarme de que cuando yo emprendí la tarea de escribir mi libro no existiera una obra como esta. Afortunadamente, aquellos que en el futuro desean profundizar en la historia del INTA ya no podrán sentir lo mismo.

José Manuel Sánchez Ron
De la Real Academia Española

Prefacio

Los autores han entregado una buena parte de sus vidas profesionales a la cohertería y han trabajado juntos durante bastantes años en el INTA, donde uno de ellos, Julián, permaneció toda su vida profesional, mientras que Pedro, también ha estado en la empresa privada y en la Universidad. Hoy día, ya ambos jubilados, han vuelto a unir sus esfuerzos en esta historia, que representa una parte de sus vidas. La idea de escribir algo de los cohetes siempre les rondó por la cabeza, e incluso presentaron en algún congreso una historia más resumida, pero la iniciativa final surgió con la que iba a ser la *Historia Astronáutica del INTA*, en la que colaboraron en los dos primeros volúmenes que han aparecido, y de los que en alguna manera éste es una continuación.

La intención última que nos guía es preservar la memoria de unas actividades bastante meritorias, y no queremos que por este calificativo se nos tache de presuntuosos, a las que dedicaron sus esfuerzos muchas personas durante más de cincuenta años. Es a ellos, entre los que somos dos más, quienes merecen ser recordados y en algunos casos tomados como ejemplos de tesón y lucha contra las dificultades, que, como en cualquier aspecto de la vida, es lo que más abunda pero que hay que superar. En todo este plantel incluimos principalmente a los técnicos, pero no queremos olvidar a aquellos que consiguieron crear las estructuras y buscaron los recursos que posibilitaron los trabajos que hicimos los demás.

Hemos dicho que son más de cincuenta años de trabajo, y esto nos obliga a hacer algunas precisiones metodológicas referentes al tono expositivo del trabajo, lo cual es obviamente perceptible en la lectura. En un extremo tenemos los cohetes ya completamente históricos, cuya historia la hemos reconstruido exclusivamente de viejos documentos; en un tiempo intermedio, que serían unas tres décadas, los autores tuvieron una participación activa en los hechos, por lo que la memoria les ha ayudado a reconstruir la historia, aunque a veces los recuerdos son reconstrucciones, más que un reflejo de lo que fue la realidad; en tercer lugar, último momento, son los hechos de hace poco más de diez años, que todavía están calientes, y a veces casi quemando. Si bien es natural que las aproximaciones sean diferentes según nos movamos en estas circunstancias, lo que es cierto es que hemos mantenido una rigurosidad documental en todo momento: lo que aquí aseveramos se puede comprobar en los fondos documentales existentes. En algún caso nos hemos permitido la licencia de alguna anécdota, pero lo advertimos.

Respecto a estos fondos documentales, la mayor parte se encuentran en el INTA, y reconocemos que a pesar de traslados y otras obras, están en bastante buen estado. Algunos de los más antiguos se salvaron in extremis de su destrucción, y algunos más modernos han desaparecido en traslados y reorganizaciones. Con toda seguridad existe más documentación en otras dependencias del Ministerio de Defensa, pero no hemos intentado acceder a ella. Nos parece que con la del INTA ha sido suficiente.

Es claro que en esta obra nos referiremos a los cohetes del INTA pero, a escala nacional, no podemos dejar de mencionar aquí la intensa labor de cohertería realizada, más o menos en paralelo con el INTA, para el Ejército de Tierra por el Laboratorio Químico Central de Armamento de La Marañosa (LQCA), actualmente transformado en el ITM o Instituto Tecnológico La Marañosa. Las colaboraciones del INTA con ese organismo, así como con las empresas especializadas en este tema que trabajaron, y trabajan, para ambos, quedarán patentes a lo largo de este trabajo.

La lista de agradecimientos sería demasiado larga. Sin embargo queremos hacer constar la labor de Santiago Sánchez Renedo que ha sido quien ha ordenado toda la documentación almacenada en cajas proveniente de la antigua Sección de Armamento. Sin su colaboración muchas cosas habrían quedado en el olvido. También tenemos que agradecer a varios compañeros que nos ha ayudado con sus informaciones y comentarios. A Mariano Vázquez Velasco por su ayuda en los capítulos de los cohetes aire-tierra y en el de los cohetes de sondeo; a Carlos Egea Moreno, Gonzalo Mosquera Vázquez, Francisco Moreno Martín, Carlos Schüller Gil, Eugenio Vidal Cuesta, Fernando Sánchez Miró, José María Gallego Sanz, Gabriel Liaño Puigcerver, Ricardo Atienza Pascual y José Hermida Quesada por el Capricornio; y a Álvaro Azcárraga Arana, José Ramón Martín Romero y Pedro Domingo de Vicente Cuenca por las instalaciones. Y sin olvidar a Manuel Lamparero Gallardo por los fondos fotográficos.

Para terminar, creemos que la historia de los cohetes es parte del patrimonio de todos y pensamos que su recuerdo debe mantenerse y que pueda servir de ayuda para una posible, y bien deseada, continuación.



Introducción



Los cohetes han constituido una actividad permanente durante casi toda la existencia del INTA. Ha sido largo el camino recorrido por sucesivas generaciones de ingenieros, lo que a su vez también ha implicado otras varias generaciones tecnológicas. Desde los primeros estudios sobre los cohetes aire-tierra, que se habían iniciado en el Ejército del Aire con anterioridad a la fundación del INTA y que fueron recogidos por el Instituto en el año 1945, hasta el final del programa *Capricornio* en 1998, transcurren más de cincuenta años en los que los cambios de todo tipo han sido enormes. Sin embargo, siempre ha existido una continuidad en la cohetaría, como un hilo conductor a lo largo de toda la historia del INTA. Es más, afirmamos que es una de las pocas actividades que han gozado de esta condición.

Es cierto que entre los numerosos productos que han surgido de este flujo hay grandes diferencias, casi saltos tecnológicos, pues bajo la palabra «cohetes» se extiende un mundo cuyo común denominador es el motor cohete como elemento propulsor, y que estos, en el INTA, han ido desde unidades con una masa menor de un kilogramo hasta otros con más de 2000. Consideramos que para facilitar la comprensión de todo el proceso histórico es conveniente, y además riguroso, dividir los trabajos realizados relativos a la cohetaría en varias categorías que se corresponden con cuatro de los capítulos en que se divide esta obra: a) los cohetes aire-tierra; b) los cohetes de sondeo; c) los cohetes guiados; y d) el programa *Capricornio*. Cada una con sus peculiaridades y características, aunque no independientes entre sí, ya que el grueso de todas estas actividades se llevó adelante por la misma «familia cohetera» del INTA, aunque con un relevo de cuatro generaciones. A las categorías anteriores, se ha añadido un quinto capítulo relativo a las instalaciones específicas que necesariamente se han tenido que desarrollar. Finalmente, entre otros apéndices, hemos introducido una tabla de depreciación de la peseta, que se ha aplicado a lo largo del libro para adecuar costos reales de entonces con una estimación a día de hoy, observándose que, a pesar de que la escasez de fondos fue casi una constante en estos trabajos, los presupuestos asignados no fueron tan mínimos como pudiera desprenderse de la simple lectura de las cantidades correspondientes.

Un punto interesante relacionado con la cohetaría es que en todos los proyectos siempre se requirió el concurso de la industria en una u otra faceta, y el INTA tuvo que actuar como cabeza de diseño, a lo que hemos de añadir que además, casi siempre, también tuvo su papel como entidad promotora¹. Así, la intervención del INTA cubría todas las fases del desarrollo, desde el diseño hasta los ensayos, integración y pruebas finales, e incluso en algunos casos las revisiones de los productos en servicio. Esto introdujo de forma práctica el concepto de sistema, lo que se completó con la necesidad de poner en pie una metodología de gestión del proyecto², con el fin de integrar el sistema con componentes y conocimientos provenientes de diversas fuentes y procedencias.

En esta Introducción pretendemos dar una panorámica general sobre las cinco grandes líneas de actuación citadas. Sin embargo, estimamos que también es de interés repasar aquí cómo entraron los cohetes en el INTA, cuáles fueron sus primeros pasos y cómo fueron los planes que se fraguaron en los años iniciales bajo el amparo de la Astronáutica.

LAS PRIMERAS ACTIVIDADES

En 1942 se creaba el INTA³, aunque las acciones prácticas para su organización y constitución se pondrían en marcha tres años más tarde. En este proceso el Instituto heredó algunas instalaciones ya existentes en el Ejército del Aire junto con los trabajos que en ellas se realizaban, entre los que ya figuraban los desarrollos efectuados con pequeños cohetes aire-tierra con los que se pretendía armar a los aviones en servicio. Esto sucedía en 1944, por lo que estos constituyeron una de las primeras actividades del Instituto. No obstante, no hay casi ninguna referencia a ellos en las actas del Patronato; quizás consideraron su importancia menor, aunque eso no fuese cierto para el Ejército del Aire que, como veremos, tenía una gran esperanza en estas armas.

Otra vía de entrada vino como consecuencia del interés suscitado por la Astronáutica a finales de la década de los cincuenta. Los años 1959 y 1960 fueron claves en la iniciación astronáutica del INTA, y en ello jugaron un papel decisivo las relaciones con EEUU, primero con su fuerza aérea (USAF) y luego con la NASA⁴. En esa época el Ministerio del Aire español tenía un gran empeño en que el INTA tomase parte activa en las actividades de Astronáutica en general, y en cohetes y misiles en particular; tanto que estuvo en estudio la creación de una División de Astronáutica⁵. Este interés no era ajeno al del propio Instituto, que siempre había procurado contactos con científicos e instituciones extranjeras sobre estas materias⁶. Fruto de estas iniciativas fueron las visitas a EEUU, y a otras capitales europeas, del director del INTA, Rafael Calvo Rodés, y del secretario general y técnico, Antonio Pérez-Marín y Castro.

Dentro de este contexto, en lo que atañe a la cohetaría, hay que destacar el curso que recibieron tres ingenieros aeronáuticos y dos oficiales españoles durante el segundo semestre de 1959⁷ en el Air Force Missile Development Center (AFMDC), situado en la base norteamericana de Holloman, a su vez ubicada en el Polígono de White Sands. A su vuelta, estos ingenieros constituyeron el núcleo técnico sobre el que gravitó el estudio de los nuevos programas de cohetes. Es entonces cuando el director del INTA cree llegado el momento de actuar y organizar la actividad astronáutica en el Instituto con la creación de un Comité Asesor de Astronáutica. El Comi-

té se quedó en una idea; sin embargo, lo que sí se formó en 1960 fue la Comisión Técnica Asesora de Cohetería, integrada por varios directores de departamento, los tres ingenieros y otras personas⁸. Lamentablemente, de sus trabajos ha quedado una documentación muy escasa⁹, aunque de ella, junto con los datos reflejados en las actas del Patronato¹⁰, podemos reconstruir de forma verosímil sus actividades así como las del Grupo de Trabajo designado por la Comisión.

Un índice del ambiente de efervescencia astronáutica de entonces fue la celebración del seminario de Ciencia y Tecnología del Espacio, en marzo de 1960, con una duración de tres meses, y que contó con la participación de personalidades del mundo occidental en la materia¹¹. Antes de su comienzo, en el mes de enero, se recibió la visita de Homer E. Newell como representante de la NASA, de la que era director adjunto de Física Espacial, con el fin de establecer las bases de colaboración con el INTA. Aprovechando su estancia también impartió varias conferencias sobre temas espaciales y tuvo varias reuniones con los técnicos del Instituto. En una de estas, Newell planteó la posibilidad de desarrollar en España un cohete de propulsante sólido para la exploración de la alta atmósfera, lo cual sería un camino para introducirse en los temas espaciales, al igual que estaban haciendo otros países, y para lo que ofreció la ayuda de la NASA. Por otra parte, en el mes de junio visitó el INTA el técnico alemán experto en cohetes Rolf Engel¹², que pronunció dos conferencias sobre propulsores y balística de cohetes y también tuvo reuniones con la Comisión y el Grupo de Trabajo. En ellas se analizaron formas de cooperación, posibilidades de desarrollo de vehículos guiados, situación y reparto de trabajo con otros estados europeos; en cuanto a una participación española, Engel sugirió la instalación de un polígono de ensayos para cohetes y misiles, que podría ofertarse a otros países¹³.

En paralelo con las acciones de esa Comisión, miembros de la misma, en unión con otras personas de alto nivel del Ejército del Aire¹⁴ y del Ministerio de Asuntos Exteriores, consiguieron la entrada de España en la Commission Préparatoire Européenne pour la Recherche Spatial (Copers) en 1960. Después de esto, con el soporte del INTA y la Delegación española en Copers, se iniciaron intensas actividades de información y presentación a grupos gubernamentales, dirigidas a conseguir el inicio de la investigación y desarrollo espacial de forma oficial que culminó con la creación de la Comisión Nacional de Investigación del Espacio (Conie) en 1963. Con anterioridad a esa fecha, en 1962 se había firmado el protocolo de constitución de la entidad sucesora de Copers, que sería la European Space Research Organization (ESRO), cuyo establecimiento se hizo efectivo en 1964, siendo España uno de los diez miembros fundadores¹⁵. La Conie, con el INTA como su organismo tecnológico, debería fijar las directivas de las relaciones con ESRO así como definir y controlar los Planes Nacionales de Investigación Espacial.

LA COMISIÓN TÉCNICA ASESORA DE COHETERÍA

En su corto período de vida, alrededor de uno o dos años pues no hay datos precisos, la Comisión Técnica Asesora de Cohetería produjo dos informes, que fueron encargados al Grupo de Trabajo, ambos importantes por no decir decisivos en los acontecimientos posteriores. El primero trataba sobre el desarrollo de un cohete de sondeo, a raíz de la propuesta que Newell había hecho en su visita de enero de 1960, que presentaron en febrero; el segundo, sobre varios temas, como consecuencia de lo sugerido por Engel en junio de ese mismo año, que se distribuyó y analizó en julio.

En el informe sobre el cohete planteaban las alternativas de adquirir los vehículos, fabricarlos con patente o desarrollarlos; sobre esta última posibilidad destacaban «la magnitud de la tarea que cubre este programa». Hacían un esquema de las tareas más importantes a realizar y de los equipos necesarios e incluían un cronograma para los años 1960-62 con un primer detalle de las actividades. Además, sugerían aceptar la oferta de la NASA de enviar un grupo reducido de científicos e ingenieros a EE UU para que adquiriesen experiencia en el manejo de los cohetes de sondeo y su instrumentación. También aconsejaban el contactar con otros países sobre esta materia, como Francia e Italia. En lo que respecta a la organización, funciones y procedimientos de trabajo del equipo que se formase para este proyecto, exponían la necesidad de que este gozase de la autonomía técnica y administrativa suficiente, aunque no llegase a «actuar con la flexibilidad y rendimiento con que trabajaría una pequeña organización privada o paraestatal», que les parece que sería lo deseable aunque no lo manifestasen claramente¹⁶.

El segundo informe fue una memoria sobre los cinco siguientes temas: el cohete S-6, los cohetes aire-tierra, la necesidad de un campo de tiro, los cohetes de sondeo y un misil aire-aire. Dada la importancia y amplitud de la materia, el Grupo de Trabajo, una vez terminada la memoria, la circuló entre otros miembros de la Comisión para que adjuntasen comentarios individuales antes de su presentación¹⁷. A continuación haremos un breve repaso de la misma, incluyendo los puntos de vista particulares, con el fin de dar una perspectiva lo más amplia posible a la situación en aquellos momentos.

La referencia al cohete aire-tierra S-6, que estaba entonces en desarrollo, se debía a un problema coyuntural muy concreto a diferencia del planteamiento de futuro de que gozaban los otros cuatro temas, por lo que lo pasaremos por alto por ahora¹⁸, aunque estaba relacionado con la necesidad que tenía el Ejército del Aire de disponer de una familia de cohetes aire-tierra para dotación de la aviación española



de la época, que se dividía en tres grupos: el primero de calibre pequeño, 30-40 mm; el segundo de calibre medio, 65-70 mm, que podría estar basado en el citado S-6; y el tercero de mayor calibre, 80-100 mm. El director del INTA había transmitido con anterioridad estas ideas del Ejército del Aire a la Comisión. Por parte de esta se manifestaba un deseo de autonomía en la producción de este tipo de armamento frente a posibles restricciones extranjeras, aunque se aceptaba que el empleo de estos cohetes se limitaría a un conflicto armado local, pues en el caso de uno global dependeríamos de nuestros aliados. En la memoria se estimaba que existía una capacidad nacional para llevar a cabo estos desarrollos, aunque con algunos matices en cuanto a la inclusión de los lanzadores y los elementos a modificar en las aeronaves.

El tema de un polígono de ensayo de cohetes¹⁹, que se utilizaría para entrenamiento, ensayo y experimentación, es el apartado tratado más a fondo en la memoria, y en su necesidad hay una total coincidencia de opiniones. Preveían su empleo para armamento aire-aire, aire-tierra, tierra-aire y tierra-tierra, y además que se emplease por los tres Ejércitos. Suponían que se precisaría una extensión de terreno de 10x15 km para su uso en misiones de entrenamiento y de 30x15 km para las de ensayo y experimentación, y que debería estar en un terreno llano, cercano a algún aeropuerto o con uno propio. Planteaban el abordar su establecimiento en dos pasos. El primero consistiría en un campo mínimo, cuyo equipamiento básico estaría formado por cineteodolitos para trayectografía, radares, bases de tiempo, equipos para reconstrucción de trayectorias, talleres, técnicos y operarios, vigilancia, alojamientos, etc. En el segundo paso se llegaría a un campo completo, en el cual los equipos anteriores se complementarían con cámaras telescópicas de alta velocidad, radares *doppler*, medios de control de aviones, radar de vigilancia, recepción de datos de telemetría, tratamiento, etc²⁰. Este polígono se podría ofrecer a países europeos, con lo cual se obtendría un beneficio económico y técnico. Hay incluso una estimación de costes, que estaría entre 50 y 100 millones de pesetas en el caso mínimo y que se elevaría hasta un margen de 200 a 300 millones para el completo²¹. En cuanto a su emplazamiento, algunos de los comentarios sugerían el Sahara español.

Para los cohetes de sondeo, o «vehículos de propulsión por cohete para la exploración de la alta atmósfera», que es como los definían, lo expuesto en la memoria es una continuación del informe que previamente había preparado el Grupo en el mes de febrero. Defendían su oportunidad por varias razones: entrada en la comunidad internacional, adquisición de experiencia en motores y vehículos, así como en los sistemas telemétricos. Ahora bien, indicaban que un programa de este tipo solo tendría sentido si se formase un grupo con interés en los estudios de la alta atmósfera. Como requisitos mínimos consideraban que el vehículo debería tener un apogeo de 20 km y una carga útil entre 5 y 10 kg. Suponían el vehículo integrado por motores de propulsante sólido, bien de una etapa o por agrupación de varias menores. La propuesta indicaba que el proyecto sería abordable aunque con un gran esfuerzo, siendo necesaria la existencia de un polígono de ensayos. Uno de los comentarios individuales apuntaba que este programa solo tendría interés si se tuviese intención de iniciar posteriormente un vehículo de mayor tamaño aire-tierra, o tierra-tierra o tierra-aire, en el que se aplicarían los conocimientos que se hubiesen adquirido. Otra opinión lo justificaba como una entrada en la tecnología de los propulsores compuestos y se dice que podría obtenerse ayuda de la NASA. El presupuesto que estimaban era de unos 9 Mpta [2,1 M€-act].

El problema de un misil aire-aire o tierra-tierra era el de más calado de todos. En la memoria se exponía el procedimiento que se seguía en EEUU para un programa de este tipo, las tecnologías a desarrollar y un esquema sobre el diseño preliminar. En los comentarios individuales la respuesta era casi unánime: estaba muy lejos de nuestras posibilidades tecnológicas, faltaban medios de todo tipo, personal preparado y el presupuesto sería muy alto. En el caso de que se abordase el programa tendría que ser a muy largo plazo, y si al final se llegase a un producto, este estaría muy por detrás en calidad y precio frente a cualquier misil extranjero. Confiaban en que ante un posible conflicto habría que contar con nuestros aliados para este tipo de material²². A pesar de este análisis tan negativo, aunque muy realista, había matices y apreciaciones dignas e interesantes. Así, se citaban las sugerencias de Rolf Engel en cuanto a creación de equipos de trabajo, equipamiento y contactos con empresas extranjeras especializadas en guiado. También había opiniones que consideraban que sería más asequible iniciar un misil tierra-aire de baja cota, e incluso antes, un cohete aire-tierra no guiado de 150 mm. En cuanto a los posibles costes, avanzaban la cifra de un millón de dólares para el misil y tres para los equipamientos. Como complemento, se hacía necesario el polígono de ensayo.

No hay más documentos que expresamente provengan de esta Comisión, aunque hay dos más relacionados con ella. Uno era una nota para Pérez-Marín sobre una oferta para dotar de un motor cohete auxiliar al avión F-86 en la que no entraremos²³. El segundo es más interesante, pues se trata de un estudio previo para el desarrollo de un cohete de sondeo, que se realizó para cumplir las instrucciones dadas a la Comisión. La copia disponible está incompleta, sin fecha ni firma, aunque atribuimos su autoría a Jacobo Valdés con bastante verosimilitud²⁴. El objeto era un vehículo con un apogeo máximo de 30 km y una carga útil de 10 kg, que además debería ser económico, de fácil operación, a ser posible recuperable, etc. Tras unas consideraciones sobre el tipo de propulsión, en el informe se proponen cuatro soluciones: a) una etapa líquida, con y sin la ayuda de un impulsor sólido para el lanzamiento; b) una etapa sólida de largo tiempo de combustión, con y sin impulsor; c) varias etapas sólidas; d) un estatorreactor con impulsor sólido.

De todas estas variantes únicamente se estudió la primera, no sabemos qué se hizo sobre las otras tres. El vehículo resultante tenía un diámetro de 252 mm, una longitud de 3,78 m, estabilizado con tres aletas con una semienvengadura de 580 mm, y con una masa total de 220 kg, de los que 100 kg correspondían a la masa en vacío. El motor proporcionaría un empuje de 600 kg a partir de ácido nítrico y JP-4, con 79 kg del primero y 21 kg del segundo. El vehículo estaría dotado de un impulsor que le suministraría una velocidad inicial de 100 m/s con una aceleración de 50 g, cuya estimación se hacía extrapolando datos provenientes del S-6, con lo que resultaba una masa de 50 kg, con un empuje de 14 000 kg durante 0,2 s. El cohete se lanzaría con un rail de 10 m de longitud, que podría reducirse a 3,45 m si se aceptase una velocidad inicial de 60 m/s.

El precio se calculaba a partir de datos del vehículo *Aerobee*, que además era la referencia para el estudio, y oscilaba entre 0,4 y 0,5 Mpta [92-115 k€-act] por unidad, con un total de 15 Mpta [3,4 M€-act] para todo el programa, a desarrollar en un tiempo de cinco años, e incluyendo un banco de ensayos para motores líquidos. En unas consideraciones finales, se estimaba la dificultad de acometer este proyecto por la falta de experiencia en motores líquidos, por lo que se recomendaba empezar trabajando con licencias, siendo la más aconsejable con Aerojet de Azusa, fabricante del citado *Aerobee*. Además, se incluía una tabla de varios cohetes de sondeo, un esquema del vehículo, tablas de cálculo, y un gráfico con datos aerodinámicos.

No tenemos más información sobre esa Comisión Técnica Asesora de Cohetería, pero su existencia y trabajos nos suscitan al menos dos preguntas. La primera, qué papel representó en la evolución posterior de los cohetes en el INTA; y la segunda, qué fue de los temas tratados en la memoria citada; ambas están obviamente interrelacionadas. En cuanto a la primera hay un aspecto relativo a las personas que la formaron, y se puede constatar que casi todas ellas pasaron a formar parte de la Conie: Pérez-Marín y Mendizábal lo fueron al Comité Ejecutivo; Sanz Aránguez al Comité Científico Técnico y además delegado suplente en ESRO; y Pueyo fue subdirector del Equipo Rector del Programa²⁵. Otro aspecto fue la formación de un fondo de conocimiento proveniente de los estudios, gestiones, viajes, comisiones, y grupos de trabajo realizados por esos pioneros; lo que constituyó, repetimos, el pedestal de la moderna cohetería en el INTA.

Para contestar a la segunda pregunta, lo más fácil es hacer un breve repaso de los cinco puntos tratados en la memoria. El cohete S-6 culminó su desarrollo como fase prototipo a finales de 1960, pero no pasó a más, tal como previeron en la Comisión. La familia de cohetes aire-tierra se inició al año siguiente con el desarrollo del S-9 de 37 mm, continuó con el S-11 de 70 mm, que ocuparía el lugar del S-6, y se terminó con el S-12 de 100 mm. El proceso fue largo y con muchas dificultades, pero se siguieron las pautas dadas. En cuanto al cohete de sondeo, se incluiría en el primer plan de la Conie y seis años más tarde estaba en marcha el INTA 255, y a continuación vendrían otros cohetes. Fue con asistencia extranjera, como habían supuesto. El polígono de ensayos se materializó en El Arenosillo, un campo costero para cohetes de sondeo, también incluido en los primeros planes de la Conie. No era tan ambicioso como el propuesto por la Comisión; sin embargo, 25 años más tarde ese campo estaría dotado de un magnífico equipamiento capaz de realizar una gran parte de aquellas misiones, e incluso superarlas. Entre 1967/68 se inició el estudio de un misil aire-aire: el *Banderilla*, con la asistencia de una empresa extranjera, aunque el proyecto no se continuó. No obstante, hubo otros intentos de sistemas guiados, como el INTA-300G, que llegó a la fase de definición; y aunque no se alcanzó la fase final, debido a los altos costes, sí se establecieron unas instalaciones de experimentación y ensayo de gran calidad, que se utilizaron en posteriores proyectos del INTA y de la industria. En resumen, lo que la Comisión propuso no cayó en saco roto. No se puede asegurar que los desarrollos posteriores fueran consecuencia inmediata de sus análisis, pero tampoco lo contrario. Se puede argüir que las ideas que en ella se manejaron se correspondían con el nivel de desarrollo aeronáutico del país, y que la evolución subsiguiente respondió a una lógica determinada por ese mismo nivel. Sin embargo, estimamos que esa suposición estaría muy poco fundamentada y que las cosas, a falta de la Comisión, podrían haber sucedido de otra manera, tal como no haber entrado en la cohetería, o solo haberlo hecho de forma somera. En un terreno de conjeturas, creemos que su influencia fue positiva.

LOS COHETES AIRE-TIERRA

Esta línea comprende los cohetes no guiados lanzados desde avión en misiones de ataque a tierra. El origen de este tipo de arma proviene de los cohetes desarrollados por Alemania durante la Segunda Guerra Mundial para defensa aire-aire, y que en los años posteriores a esa contienda evolucionaron hacia su empleo para el ataque a tierra, en maniobras de picado con lanzamientos en ráfagas. Este tipo de arma se desarrolló en diversos países y su evolución convergió casi hacia un tipo único: el cohete de 70 mm de calibre, si bien también hubo uno menor y otro mayor, aunque ambos de un uso considerablemente inferior. Este cohete ha estado en dotación en casi todos los ejércitos del mundo y su empleo se ha extendido por décadas, hasta que quedó en desuso con los aviones de los años 80, cuyo armamento básico eran ya los misiles que permitían la operación desde más distancia con mayor precisión y seguridad para el avión lanzador. No obstante, hoy día aún se emplean como dotación en algunos tipos de helicópteros de apoyo y ataque.



Los primeros trabajos de estos cohetes en España se llevaron a cabo en el Ejército del Aire, antes de la fundación del INTA, que recogió lo que ya estaba en curso y lo continuó. En aquellos tiempos este tipo de arma era novedosa y el Ejército del Aire hizo una apuesta importante para su desarrollo con la intención clara de que entrase en el armamento de la aviación de caza; este interés queda patente en las inversiones realizadas. Sin embargo, las dificultades tecnológicas nacionales, pues estamos hablando de finales de los años cuarenta, no hicieron posible estos deseos. Años más tarde, a mediados de la década de los cincuenta, se adquirió el cohete Oerlikon de 80 mm y algo después el SNEB de 37 mm y el FFAR 2.75" que cumplieron esa función. No obstante, las intenciones de nacionalización persistieron con la serie «S», cuyos elementos distintivos fueron el S-2, S-6, S-9, S-11 y S-12. Considerando que esta actividad comenzó en el INTA en 1945 y que el Ejército del Aire la dio por finalizada en 1985, se contabiliza una duración de cuarenta años.

Los primeros cohetes fueron el P-2 y sus derivados hasta el S-2, que constituyen el primer período, que se extendió hasta 1955, y que podríamos denominarlo «histórico», caracterizado por trabajos muy empíricos, casi artesanales, con escasas bases teóricas, y con motores basados en componentes propulsivos rudimentarios. De todos ellos se hicieron numerosos ensayos, incluso en vuelo y en fecha tan temprana como 1947. Entre este período y el que podemos llamar «moderno», se encuentra el S-6, en los años 1960-61, que utilizaba algunos elementos provenientes del S-2, aunque con un diseño mucho más elaborado, con análisis teóricos más fundamentados, y ensayos en banco y vuelo con metodología más evolucionada. Su dependencia de los materiales sobrantes del S-2 lastró su evolución futura, tanto es así que solo se planteó como cohete de entrenamiento²⁶.

El segundo período, que transcurrió en los siguientes veinte años, estuvo dedicado a tres modelos, los S-9, S-11 y S-12, respectivamente de 37, 70 y 100 mm de calibre, con sus variantes, modificaciones, series experimentales y series industriales. El primero pretendía sustituir al SNEB, de procedencia francesa, y el segundo al FFAR, de origen norteamericano²⁷. El tercer cohete era un modelo propio con ciertas semejanzas con otros extranjeros, cuya función era incrementar la capacidad ofensiva contra blancos blindados o fortificados.

El desarrollo del S-9 se inició en 1961, concluyéndose la fase prototipo en 1965 con los ensayos en vuelo. La mayor parte de las dificultades que alargaron esta fase se debieron al propulsante, hecho que se repetiría en todos los trabajos posteriores. A continuación se fabricaron varios lotes industriales que se emplearon regularmente por el Ejército del Aire. En 1971 se propuso una modificación y más tarde se contrataron otros lotes, aunque no llegaron a terminarse. El final administrativo del cohete fue en 1982, ya en una época en la que los cohetes aire-tierra resultaban obsoletos para la moderna aviación de ataque.

El S-11 comenzó en 1966 y en 1970 se dio por concluido el desarrollo, contratándose un primer lote industrial que se entregó con gran retraso y no fue admitido, aunque el Ejército del Aire se hizo cargo del mismo con el fin de investigar a fondo toda la problemática de este cohete. El lote siguiente no presentó anomalías pero no llegó a emplearse en vuelo, sino en lanzamientos tierra-tierra con espoletas y cabezas militares; en total se debieron de ensayar más de 600 cohetes en unas u otras condiciones. Con el fin de mejorar el producto se estudio una nueva versión, con algunas variantes, pero que no llegó a entrar en servicio, pues por la misma razón que con el S-9, quedó obsoleto.

El S-12 era un cohete de mayor tamaño que los anteriores. Los estudios se iniciaron en 1969 pero se demoraron bastante por problemas del propulsante, tal que hasta 1976 no se realizaron los ensayos en banco, y en 1977 los primeros lanzamientos en tierra desde El Arenosillo, con un comportamiento muy bueno, y posteriormente en polígonos militares para ensayar las espoletas y las cabezas militares. En paralelo, la industria nacional desarrolló un lanzador específico para su empleo en avión, ya que al ser este cohete completamente nuevo no se disponía de ningún lanzador en servicio. Con el conjunto cohete-lanzador se inició el proceso de homologación de este nuevo sistema de armas, pero no se concluyó por la misma razón que los anteriores: había quedado desfasado para su uso táctico. No obstante, el motor de este cohete se adaptó como primera etapa del cohete de sondeo INTA-100.

LOS COHETES DE SONDEO

Los cohetes de sondeo tenían como finalidad portar una carga científica específica que debía realizar un experimento o mediciones externas durante el corto tiempo de ascenso y descenso del vehículo, y cuyos resultados se enviaban a tierra por teledifusión; en otras ocasiones su objetivo era provocar alguna perturbación en el exterior que generase un fenómeno cuyos efectos se registrarían en tierra. Las alturas en que tenían aplicación iban desde los 50 hasta varios cientos de km y con una capacidad de carga que variaba desde pocos kg hasta el centenar. Se hizo un uso extensivo de estos cohetes, dotados de cargas útiles muy diversas, para analizar el comportamiento de la atmósfera, de la ionosfera y otro tipo de observaciones. Hubo cargas que incluían telescopios con sistemas de estabilización, algunas veces con recuperación; en otros casos, incluso se provocaban explosiones o inyecciones de plasma para registrar y medir sus efectos desde el suelo; y también se utilizaron para recrear el ambiente de microgravedad.

El cohete de sondeo tenía la condición del explorador que iba y volvía; tuvo su época dorada en la década de los 60 y 70, años en los que se lanzaron a centenares desde diversos campos de lanzamiento de todo el mundo. Su uso decayó, en parte sustituidos por

globos y satélites, en parte por cambios en los intereses científicos. Hoy día su empleo se ha reducido casi a experimentos de micro-gravedad y otros pocos más. Los vehículos estaban configurados como cohetes de dos etapas en la mayoría de los casos, sin guiado y lanzados desde un rail, o lanzador, en campos con una importante infraestructura, comúnmente situados en la costa.

La entrada de España en la cohetería de sondeo fue de la mano de la Conie, que consideraba como prioritarios estos vehículos, complementados por un campo de lanzamiento, que sería El Arenosillo. El objetivo era, por un lado, adquirir los conocimientos tecnológicos y los medios para proyectar y producir vehículos de sondeo de tipo medio; y por otro, diseñar y fabricar un producto competitivo el cual cubriera algún nicho de mercado. Dado el nivel tecnológico nacional se consideró oportuno el contar con una colaboración extranjera que permitiese la adquisición de tecnología, y los equipos necesarios para comenzar y reducir la duración y costes del programa.

El desarrollo de este vehículo estaba incluido en el Primer Plan de la Conie que se comenzó a preparar en 1964 pero que no arrancaría realmente hasta 1968, finalizándose en 1974. Sin embargo, los primeros trabajos estuvieron cubiertos por el Plan Preparatorio entre 1964 y 1968. Estos Planes incluían dos grupos de actividades: científicas y técnicas. Las primeras comprendían la investigación espacial desde tierra y avión, y con cargas útiles científicas en cohetes de sondeo. Entre las segundas estaban:

- Establecimiento de un campo de lanzamiento de cohetes de sondeo en territorio nacional.
- Diseño y desarrollo de cohetes de sondeo.
- Diseño y desarrollo de un satélite.
- Instalación de los laboratorios y plantas necesarios.

El Plan Preparatorio se concibió principalmente para establecer la base (formación, planificación, colaboraciones internacionales, etc) sobre la que se apoyaría la realización futura de las actividades mencionadas. Para los cohetes esto supuso la firma de un acuerdo de colaboración con una empresa británica, así como que el período de formación se llevase a cabo con el proyecto de un cohete real, aunque se utilizasen motores existentes. Este vehículo fue el INTA-255 con 150 km de apogeo, y cuyos trabajos comenzaron en 1966, realizándose un primer lanzamiento de prueba en 1969 y dos prototipos en 1969 y 1970 desde El Arenosillo. Este cohete fue el fundamento para el desarrollo y manufactura del INTA-300, de muy altas características, y que era el objetivo buscado.

El INTA-300, también conocido como *Flamenco*, estaba configurado como un sistema de dos etapas, con un motor diseñado expresamente para este vehículo y el otro proveniente de uno existente convenientemente modificado. Sus actuaciones de proyecto permitirían su operación desde el campo de Kiruna (Suecia), el cual imponía restricciones muy fuertes en cuanto a la dispersión del punto de caída. El apogeo previsto era de 300 km y la carga útil de 50 kg. Sus actividades se iniciaron en 1969 y el primer prototipo se lanzó en 1974, al que siguieron tres más en 1975, 1978 y 1981. El INTA autorizó la comercialización de una versión británica de este vehículo, con el nombre de *Fulmar*, del que se lanzaron seis unidades con cargas científicas desde el campo de Andøya (Noruega).

Paralelamente al vehículo se montaron en el INTA un Laboratorio de Propulsantes, un Banco de Ensayos, una Planta de Producción de motores cohetes así como diversos equipos para la inspección y calificación de los motores y componentes; al mismo tiempo, en la industria nacional se instalaron diversos equipos para producir propulsante. Como resultado, se puso a punto la fabricación de los dos tipos de motores del INTA-300 de los que se produjeron varias unidades que se preveía que se utilizarían en una preserie de vehículos. La planta cumplía la finalidad de fabricar motores de tipo medio (hasta 300 kg de propulsante), sin embargo, extremando sus posibilidades, se llegó al motor INTA-430, también llamado *Veleta*, con una masa de 897 kg.

El siguiente cohete de sondeo fue el INTA-100, designado como *Rocío*, cuyo objetivo era la realización de sondeos atmosféricos desde El Arenosillo, que requerían un apogeo de unos 100 km y una carga útil eyectable que descendiese en paracaídas con un total de 5 kg. Este vehículo era ya completamente nacional, lanzándose el primer prototipo en 1984 tras un largo proceso con dificultades, especialmente las debidas al motor, para el que hubo que desarrollar un nuevo propulsante. Para este vehículo se utilizaron las instalaciones adquiridas con el programa del INTA-300.

En 1985, las actividades de cohetes se suspendieron y no se reanudarían hasta 1990 como consecuencia del programa *Capricornio*. Del INTA-100 se habían ensayado seis prototipos antes de su cancelación, y aunque ya no tenía interés científico, su terminación sirvió para poner a punto los equipos y servir de entrenamiento al nuevo personal. Entre 1991 y 1992 se lanzaron todos los cohetes existentes, que eran seis más. En cuanto al INTA-300, aún quedaban motores y componentes provenientes de la preserie; con estos elementos se prepararon dos nuevos vehículos con los que ensayaron dos cargas útiles científicas del Instituto Astrofísico de Andalucía (IAA), entre 1993 y 1994. Con el último lanzamiento se cerró el ciclo de los vehículos de sondeo en España, siendo además este el último vehículo de esta clase que se lanzaría desde El Arenosillo.



Otra actividad, que se acometió aprovechando los equipamientos existentes, fue el desarrollo de nuevos propulsores que dentro de la misma categoría de los utilizados en el INTA-300 mejorasen sus actuaciones. Esto se hizo simultáneamente con un motor de pruebas, el *Cadenas*, del que se realizarían varios ensayos en banco con esos nuevos propulsores en condiciones de temperaturas extremas.

Finalmente, un subproducto de los conocimientos adquiridos fue la participación del personal en el diseño y fabricación de cargas científicas promovidas por instituciones españolas para su utilización con otros cohetes. Entre estas están las cargas FOCCA del programa Luminiscencia Nocturna, lanzadas con cohetes *Petrel* desde El Arenosillo; las preparadas para los cohetes *Nike-Cajun*, pero que terminaron siendo utilizadas con el INTA-300B del programa Estudio de Emisiones y Absorciones Atmosféricas; y la carga para el programa Medida del NO en la capa D lanzada en Kiruna con un cohete *Skua*.

LOS COHETES GUIADOS

Los cohetes guiados representan un salto cualitativo respecto a los de sondeo, pues supone añadir a estos varios componentes y sistemas complejos, esencialmente los de guiado y control automático, que adquieren un carácter dominante y que condicionan el sistema completo. Militarmente, estos cohetes adquieren la categoría de misiles, esto es, capaces de modificar su trayectoria para alcanzar un blanco prefijado. El mundo de los misiles es amplísimo en cuanto a aplicaciones y tamaños; en este sentido las actividades del INTA se limitarían a tres campos: sistemas aire-aire, tierra-tierra y aire-tierra. Los trabajos relativos al *Capricornio*, que se acometerían más tarde, tienen una similitud con el segundo de esos tipos.

Al final de la década de los sesenta, el Ejército del Aire consideró la conveniencia del desarrollo de un misil aire-aire que sustituyera a los que tenía en servicio. Para ello, y como consecuencia de nuestras capacidades tecnológicas, se buscó una colaboración con la industria francesa, que llevó a iniciar el estudio del misil que se denominó *Banderilla*. Se realizaron las fases de definición del proyecto entre 1968-69, pero no se continuaron los trabajos esencialmente por motivos económicos.

Posteriormente, se solicitó al INTA el estudio de viabilidad de un misil tierra-tierra de alcance medio. Como resultado, se encontró que, aunque se poseía la mayoría de las tecnologías, era necesario adquirir la del guiado inercial de alta precisión y la del control fuera de la atmósfera. Se decidió entonces realizar el desarrollo de un vehículo experimental basado en los motores del anterior INTA-300, dotándolo de un sistema de guiado y control que pudiese servir como demostrador de un posible misil tierra-tierra. El proyecto recibió el nombre de INTA-300G trabajándose en él desde 1977 hasta 1980. En realidad, del INTA-300 solo se aprovecharían sus dos motores, aunque con modificaciones, y se incorporaría un tercer motor adicional con un sistema de corte de combustión. El resultado era un sistema complejo, que además, para su desarrollo, precisaba de unas instalaciones de ensayo y simulación específicas. De este vehículo se completó la fase de definición; se desarrollaron y adquirieron subsistemas importantes del vehículo, en particular los referentes al guiado y control; y se realizaron ensayos del sistema propulsivo.

Una consecuencia importante de este programa fue el establecimiento del Laboratorio de Guiado, para el que se adquirió un equipamiento muy moderno que se siguió ampliando y actualizando, y que fue decisivo en otros proyectos del INTA o desarrollados por la industria para el Ejército del Aire. Se puede mencionar entre ellos los propios del INTA-300G, que, en cierta forma, sirvieron además para poner totalmente a punto el Laboratorio; el proyecto Scila (Sistema de Control Inercial-Láser); la colaboración en el misil *Tajo* del Ejército de Tierra; y los trabajos y ensayos de la bomba SBGL de la empresa Sener. Si bien a principios de los años 90, el INTA inició el abandono de la mayoría de sus responsabilidades en el diseño armamentístico, el Laboratorio y su personal, gracias a su flexibilidad, pudieron dedicarse a colaborar en los proyectos espaciales.

EL PROGRAMA CAPRICORNIO

La idea de desarrollar un vehículo lanzador de pequeños satélites estuvo entre los deseos del personal técnico del INTA desde el fin de los tiempos de los cohetes de sondeo. Se trataba, en alguna medida, de explotar los conocimientos adquiridos tanto en estos vehículos como en los sistemas de guiado y control; era claro que no era una tarea sencilla, pues los medios disponibles en los sistemas propulsivos no daban mucho más de sí que lo conseguido con el motor INTA-430, pero al menos la tecnología sí que podría ser aplicable. Todos estos buenos deseos parecieron condenados al olvido por unas u otras razones; sin embargo, en 1988, la Dirección del INTA, pensando en un futuro, solicitó un estudio exploratorio sobre el tema. El informe, que se entregó en febrero de 1989, tomaba como referencia el lanzador estadounidense *Scout* y, a pesar de que la información disponible era muy somera, la conclusión indicaba que no parecía descabellado abordar un programa de un vehículo similar; ahora bien, con inversiones y tiempo.

Este estudio no cayó en saco roto, pues en los meses siguientes se continuó el trabajo y se afinaron las actuaciones solicitadas al vehículo hasta llegar a unas primeras: satélite de 50 kg en una órbita polar circular de 600 km. Por otra parte, también se definió que

el punto de lanzamiento estuviese en territorio español, y el único desde donde se podía conseguir una órbita de este tipo era la isla de El Hierro. En 1990 este proyecto entró a formar parte de los programas del INTA con el nombre de *Capricornio*.

Desde los inicios se puso de manifiesto que para llevar a cabo el programa era preciso buscar alguno de los motores en el mercado internacional, en particular la primera etapa, pues era casi imposible montar en España una planta de fabricación de esa magnitud en tan poco tiempo. Por ello se optó por adquirir la primera y tercera etapas y abordar la segunda en España. Con este planteamiento, y dadas las actuaciones deseadas, no había muchas opciones donde elegir para la primera etapa, por lo que ya desde el principio se eligió el motor *Castor IVB*, de procedencia norteamericana, sobre la que se configuraría el vehículo. Asimismo, también se vio que era necesaria la asistencia de una empresa extranjera para el desarrollo del segundo motor, así como la colaboración de la industria nacional; en definitiva, se repetía el patrón seguido para el programa del INTA-300.

Con estos criterios nacía la primera configuración del *Capricornio*, en la que se trabajó entre los años 1991 y 1993. Esta, además del citado *Castor IVB*, tenía como segunda etapa un motor nuevo, que recibió el nombre de *Rigel*, y para la tercera se barajaron tres opciones, de las que se terminó por elegir el *Star-30*. El vehículo tendría una masa total de 13 500 kg, un diámetro máximo de 1 m y una altura de 13,7 m. El plan de trabajo preveía el lanzamiento de tres prototipos, de ellos, el primero tendría solamente el primer motor y el resto sería maquetado, el segundo ya contaría con las dos primeras etapas y el tercero sería completo. El resto de los subsistemas se iría adecuando a esta secuencia. Para el proyecto del *Rigel* se contrató una asistencia con empresas francesas. Aunque la intención era que este motor se desarrollase y fabricase en España, a corto plazo esto no sería posible por la falta de instalaciones, por lo que se contaba con que una parte del mismo habría que hacerlo fuera. Para el resto de los subsistemas se contactó con diversas empresas españolas.

Si bien el programa parecía que estaba encauzado, a mediados de año hubo una serie de acontecimientos que cambiaron completamente este planteamiento. Tanto es así que el interés por el *Capricornio* fue decayendo, tal que a finales de 1993 parecía no tener futuro.

A la vista de esa situación se propuso introducir un vehículo suborbital previo con carácter de demostrador, cuya finalidad sería la de ensayar las tecnologías críticas. Este, que se bautizó con el nombre de *Argo*, iría dotado de dos motores, que, además, serían de fabricación nacional. El salto del *Argo* al *Capricornio* implicaba el uso de estos nuevos motores, aunque con modificaciones, tales que uno y otro pasarían a ser su segunda y tercera etapa, manteniéndose el *Castor IVB* como primera. La idea tenía sentido pero, como consecuencia, se dilataba en varios años el vehículo lanzador.

Dada la experiencia acumulada, la definición del *Argo* fue muy rápida. Los dos motores recibieron los nombres de *Deneb* y *Mizar*, para las etapas primera y segunda respectivamente. El primero con una masa de propulsante de unos 2200 kg, tenía que ser segmentado dadas las capacidades industriales españolas; debido a esta limitación se optó por una configuración más bien convencional, esto es, de tobera fija y con cámara metálica, aunque con la dificultad adicional de las uniones de los segmentos. En cuanto al segundo, con 600 kg de propulsante, se configuró como un motor espacial avanzado, con cámara en fibra de carbono y tobera orientable. El resto de los sistemas con que iría dotado el *Argo*, tales como aviónica, separación de etapas, navegación, eyección de ojiva, serían casi similares a los del *Capricornio*.

En los dos años siguientes, hasta principios de 1996, las actividades se enfocaron casi exclusivamente hacia el *Argo*, retomándose en esas fechas los contactos para el motor *Castor IVB*. Durante las conversaciones con la empresa que lo fabricaba, esta mostró interés por el motor *Deneb*, ya que no tenía ninguno similar en su inventario y existía un mercado potencial para él en EEUU. Un poco más tarde, otra empresa norteamericana se dirigió al INTA con el propósito de comercializar el *Capricornio* en EEUU. La propuesta era ciertamente atractiva, pero tras muchas negociaciones no se llegó a un acuerdo. Sin embargo, durante este proceso se vio la conveniencia de incrementar la capacidad del vehículo, por lo que la carga propulsiva del *Deneb* se aumentó hasta unos 4500 kg, con lo que el satélite pasaba de los 50 hasta 100 kg en la misma órbita polar de 600 km. El plan era desarrollar este motor en colaboración con empresas norteamericanas y fabricarlo conjuntamente; los primeros se cargarían con propulsante en EEUU y posteriormente también en España. Este planteamiento cumplía con uno de los objetivos del programa.

Entre los años 1996 y 1998 continuaron los trabajos de ambos vehículos, e incluso se contrató la adquisición del motor *Castor IVB*, pero en el último año el apoyo de la Dirección del INTA se fue debilitando, y en septiembre de 1999 las actividades casi se paralizaron, con su cancelación a finales de ese año.

Como resultado quedó terminado el primer prototipo del *Deneb*; parte del *Mizar*, del que se llegó a efectuar una carga en un modelo preliminar; gran parte de la aviónica; los sistemas de separación; partes estructurales; y algunos elementos más. El *Deneb* se ensayó en tiro estático en marzo de 2000; el motor funcionó varios segundos y luego expulsó la tobera.

¿Que quedó de este programa? Aparte de las instalaciones y del aprovechamiento de algunos subsistemas, la respuesta para la coherencia es que más bien poco. Quizás el programa era demasiado grande y complejo para realizarlo bajo una gestión directa del INTA como contratista principal. Hemos de recordar, que en sus comienzos la dirección lo planteó como un programa para obtener



tecnología sin confiar en su final; también, que los elevados recursos económicos necesarios eran muy difíciles de conseguir; sin embargo, es cierto que los técnicos sí creyeron en él y llegaron más lejos que todas las primeras previsiones. Nos sentimos seguros al afirmar que si los recursos hubieran estado disponibles, el *Capricornio* se habría finalizado.

LAS INSTALACIONES

Las instalaciones junto con los conocimientos son los dos componentes básicos de cualquier desarrollo tecnológico y, obviamente, también de la cohetaría. Ambos van siempre de la mano y tienen un ciclo de vida similar: se inician, evolucionan y quedan obsoletos; sin embargo, las instalaciones pueden sufrir grandes transformaciones y reconvertirse para otro tipo de tecnología.

De forma genérica las instalaciones específicas para el desarrollo de cohetes se pueden dividir en tres apartados. El primero se refiere a la operación de los cohetes, básicamente los campos de ensayo; el segundo a la propulsión, comprendiendo tanto la fabricación como los ensayos de los motores; y el tercero al guiado y control. Cada uno de estos grupos se acometió separadamente en fases sucesivas.

Los campos de lanzamiento son la instalación última en cualquier desarrollo de cohetaría. Uno de sus primeros problemas, quizás el más crucial, es el de su emplazamiento, en general en zonas costeras para que los impactos de los lanzamientos dispongan de una amplia zona en el mar, normalmente con menores limitaciones que en tierra. En segundo lugar se ha de considerar el equipamiento, muy específico, también muy costoso, y necesitado de un personal muy especializado. El tercer punto es el ámbito del material a ensayar, tanto por el tamaño como por la naturaleza de los cohetes.

En nuestro caso, el objetivo inicial del campo eran los cohetes de sondeo y después de unos estudios de selección se terminó en El Arenosillo, que desde 1966 hasta la actualidad se ha mantenido en operación²⁸. Aquí lo que queremos presentar son los requisitos que los cohetes de sondeo imponen a un campo de lanzamiento y todo el proceso de selección que se llevó a cabo a mediados de los sesenta, explicando las posibilidades y restricciones que hubo que analizar en la búsqueda del emplazamiento más idóneo.

Las instalaciones de propulsión vinieron como consecuencia de los planes estratégicos acometidos en el desarrollo de los cohetes de sondeo. Esos planes pretendían adquirir las capacidades para diseñar y fabricar motores de tamaño medio, hasta unos 300 kg. Para ello se precisaban dos grupos de instalaciones: uno para los análisis, desarrollos y ensayos; y otro para la fabricación de los componentes (propulsante, cámara, tobera e iniciador) e integración del motor. Entre las primeras se encontraba el Laboratorio de Propulsantes, con sus salas físico-química, reológica y balística, equipadas con el instrumental para la caracterización de los propulsantes y sus componentes; y además con la capacidad de acometer nuevas familias, para lo que estaba dotado de una pequeña planta de producción. También en este grupo se enmarcaba el banco de ensayos estáticos y los medios de análisis no destructivos de los motores.

En el grupo de producción, el INTA consideró dejar en manos de la industria especializada la fabricación de los propulsantes y otros elementos, reservándose el llenado e integración del motor. Para ello se adquirió una Planta Piloto con todos sus elementos auxiliares que se ubicó en el propio Instituto. Con estas instalaciones se fabricaron todos los motores de los cohetes de sondeo, así como los planes que siguieron para los nuevos propulsantes. Con la aparición del programa *Capricornio*, que además introducía una nueva familia de propulsantes, las instalaciones se ampliaron, se modernizaron o se reconvirtieron de acuerdo con las nuevas necesidades.

El Laboratorio de Guiado surgió como una consecuencia de los programas de vehículos guiados. Su función básica fue la simulación integral del sistema, incluyendo no solo el guiado y control, sino también la dinámica del vehículo, la cinemática de los blancos y los estímulos exteriores que interaccionan con el sistema.

Los equipos de ese Laboratorio son muy especializados y solo producidos por un contado número de fabricantes en el mundo. El corazón es el simulador rotacional, con cinco grados de libertad, con el que se permite simular el movimiento del vehículo en tres ejes, junto con el de un posible blanco para el caso en que se trate de un misil. De todas formas, este no es el único simulador, sino que está complementado por otros tres: uno para simular los pares sobre las aletas, otro para la radiación IR del blanco y otro, compuesto por fuente láser, espejo reflector y pantalla para simular sistemas de guiado semiactivo láser. Posteriormente, a este grupo se ha añadido un quinto, correspondiente al sistema GPS. Este conjunto de simuladores se manda por un ordenador capaz de funcionar en tiempo real sobre todos los equipos y reproducir las perturbaciones y estímulos exteriores.

En este conjunto de equipos se sitúan los elementos reales a ensayar, que pueden combinarse de forma muy flexible, lo que permite un espectro muy amplio de sistemas, simulaciones y ensayos.

Notas

1. Podríamos decir, con terminología más actual, que actuaba como contratista principal, sin embargo también era promotora de sus proyectos, excepto para los cohetes militares, en que lo era el Ejército del Aire o, más tarde, el Ministerio de Defensa.
2. Hoy día todos estos conceptos están bien establecidos y son lugar común en cualquier proyecto, pero hace cuarenta años hubo que aprenderlo sobre la marcha y casi sin maestros.
3. El decreto fundacional es del 7 de mayo de 1942, pero la organización se detalla en una Orden Ministerial de 22 de junio de 1944. La estructura consistía en una Dirección General de la que dependían cuatro Departamentos Técnicos: Aeronaves, Motores, Equipo y Armamento, y Materiales y Talleres, que correspondían a los subsistemas básicos de una aeronave, más una Secretaría General y Técnica. Cada Departamento se dividió en Secciones y estas en Laboratorios. A esos cuatro Departamentos se añadió el de Estudios Avanzados en 1962.
4. Para una descripción detallada de este período véase J. M^a Dorado: *INTA y el Espacio*; pp. 86-94. También puede verse J. M. Sánchez Ron: *INTA. 50 años de Ciencia y Técnica Espacial*; pp. 233-234.
5. Esto está expresado por primera vez de forma clara por el director en el Acta del Patronato n^o 171 (20-10-1959), reiterándose en las sucesivas. En particular, en el Acta n^o 173 (15-12-1959) se menciona la insistencia tanto del ministro del Aire como del jefe del Estado Mayor del Aire. Posteriormente, en el Acta n^o 177 (19-4-59), se habla de la posibilidad de crear en el INTA una División de Astronáutica.
6. No podemos olvidar la inestimable contribución de Theodore von Kármán; en palabras de Sánchez Ron, «embajador» de España en estas materias. Véase al respecto Sánchez Ron: *op. cit.*; pp. 155-176.
7. El curso se gestionó en una visita de Pérez-Marín junto con Theodore von Kármán a EEUU entre finales de 1958 y principios de 1959 (Acta n^o 163, 20-1-59). No fue un curso genérico sino que se preparó *ex profeso*, tal como indican en el informe que presentaron a su vuelta. Los citados iniciaron su viaje en junio de ese año y regresaron en diciembre (Acta n^o 173, 15-12-59). Ver también Dorado: *op. cit.*; p. 89 y Sánchez Ron: *op. cit.*; pp. 232-3. Al curso asistieron: los ingenieros aeronáuticos Antonio Bastos Noreña, Jacobo Valdés Pedrosa y Luis Pueyo Panduro, junto con los oficiales José Santos Peralba Giraldez y Ramón Fernández Sequeiros del Ejército del Aire.
8. La presidencia correspondía al director y sus miembros eran: Antonio Pérez-Marín (secretario general y técnico), José Joaquín Mendizábal (Departamento de Motores), Gabriel Peña Márquez (Sección Armamento), Segismundo Sanz Aránguez, Antonio Bastos, Jacobo Valdés y Luis Pueyo.
9. Los documentos se han recuperado en el actual Departamento de Aerodinámica y Propulsión, sede del antiguo de Motopropulsión, en la catalogación llevada a cabo por Santiago Sánchez Renedo, con el número 1152 u 11.05.02.
10. Es de suponer que sus actividades quedasen reflejadas en las actas del Comité Ejecutivo del INTA, pero parte de ellas no se han encontrado, siguiéndose las del Pleno de Patronato.
11. Ver J. M. Dorado: *op. cit.*; p. 89-92. El INTA publicó las conferencias como *Ciencia y Tecnología del Espacio* en 1961.
12. Había trabajado con Werner von Braun y entonces residía en Italia.
13. Acta Patronato n^o 180, 12-7-60, donde se exponen todas estas ideas. También Sánchez Ron: *op. cit.*; p. 233.
14. El general (IA) Álvaro Ázcárraga y Pérez-Caballero fue uno de los principales impulsores oficiales de la entrada de España en Copers y posteriormente sería el delegado nacional en ESRO, siendo Segismundo Sanz Aránguez el delegado suplente.



15. Copers se estableció el 1 de diciembre de 1960, y el protocolo fundacional de ESRO se firmó el 14 de junio de 1962 en París. Poco antes, el 29 de marzo, se estableció la European Launcher Development Organization (ELDO), en la que España no participó. Años más tarde, el 30 de mayo de 1975, los mismos diez países firmarían el protocolo fundacional de la ESA European Space Agency (ESA) que integró a ESRO y ELDO.
16. No insistimos en que la rigidez administrativa ha sido uno de los problemas que más han lastrado muchos desarrollos e iniciativas.
17. La copia de la que disponemos esta firmada por Mendizábal, Pueyo y Valdés. Los comentarios individuales son de Gabriel Peña, Segismundo Sanz Aránguez, Jacobo Valdés y Luis Pueyo. Este último es quien envía al director del INTA la memoria junto con los comentarios.
18. Este cohete y su problemática se tratará más adelante en el capítulo 1.
19. En la Memoria se designa como «campo de tiro», sin embargo este término más bien indica solamente ejercicios de tiro con la finalidad de entrenamiento. Uno de los comentarios lo designa como «polígono de tiro». Recordemos aquí que el campo de tiro de las Bardenas Reales de Navarra comenzó a funcionar en 1951.
20. El referente seguido en la descripción y equipamiento es el polígono de White Sands en EEUU, al que además cita.
21. En lo que sigue detrás de cada cantidad se incluirá entre corchetes su equivalencia en euros de 2010, representados como «€-act». Para simplificar se utilizarán pos prefijos «k» y «M» que expresarán los miles y millones. La base de estas conversiones se expone en el Apéndice «Depreciación de la peseta». Según esta, los 100 Mpta de 1960 equivaldrían a 23 M€-act.
22. Uno de los comentarios asevera que en el siguiente noviembre España dispondría del misil aire-aire *Sidewinder* para equipar los F-86, que habían llegado en 1955.
23. Este motor, denominado AR2, incrementaría las actuaciones de la aeronave durante 2,8 minutos. El oxidante era agua oxigenada y el combustible JP-4. La nota incluye una valoración de los costes, que se calificaban de elevadísimos.
24. Según el texto solo hay un autor, que se limitaría a uno de los tres ingenieros que asistieron al curso del AFMDC. Junto con el informe se ha conservado un borrador con bastantes anotaciones manuscritas. Del análisis de estas descartamos a Pueyo; además, el que se haya conservado en el edificio de motores nos inclina hacia Jacobo Valdés.
25. La Conie recuperó a Luis Pueyo, como subdirector de Programas, en septiembre de 1965, y a partir de mayo de 1967 también sería el secretario del Comité Científico Técnico, cargo que hasta esa fecha había sido ocupado por Segismundo Sanz Aránguez, que se reincorporaba al servicio activo siendo más tarde General Jefe del Cuerpo de Ingenieros Aeronáuticos.
26. Esto fue analizado en la Comisión Técnica Asesora de Cohetería.
27. Siendo así que la fabricación se llevaba a cabo en la empresa belga Forges de Zeebrugge con patente norteamericana.
28. Su historia está relatada en el excelente libro publicado por el INTA, *De El Arenosillo al CEDEA*, del que es autor Mariano Vázquez Velasco.



Los cohetes aire-tierra



Los cohetes aire-tierra en el INTA comenzaron en 1945 y continuaron hasta 1985, con altibajos pero sin solución de continuidad. Pocas actividades del Instituto se han extendido tanto en el tiempo. Hay, además, dos hechos característicos en estos desarrollos: uno, que se procuraba satisfacer las necesidades operativas del Ejército del Aire; el otro, la gran dependencia de la industria, ya que partes fundamentales y críticas de los cohetes, como los motores, eran casi de su exclusiva responsabilidad. En líneas generales, el proceso se iniciaba con un diseño realizado en el INTA a requerimiento del Servicio Central de Armamento del Ministerio del Aire contando ya con las capacidades de la industria de armamento; se seguía con un lote prototipo con el que se experimentaba y ponía a punto el producto; y se terminaba con la contratación de una serie industrial, en la que el INTA continuaba aportando su ayuda y conocimientos, y frecuentemente supliendo carencias. En algunos casos, después del desarrollo de los primeros modelos se acometieron mejoras.

Como antecedentes hemos de recordar que el cohete aéreo fue un arma innovadora que hizo su aparición al final de la Segunda Guerra Mundial del lado alemán para atacar con su aviación de caza a los grandes bombarderos aliados en sus incursiones. Durante toda la contienda los aviones de caza estaban dotados con ametralladoras, «máquinas» en la terminología al uso, como arma de ataque. Si bien estas eran adecuadas en los combates contra los cazas enemigos, su efecto era inferior contra los bombarderos dado el pequeño tamaño del proyectil. Con el fin de mejorar la eficacia, ya casi al final de las hostilidades, introdujeron el proyectil cohete R4/M¹, con el que se armaron los aviones de reacción Me-262A. Aunque la dotación que podía llevar cada avión era limitada y la precisión del cohete menor que las ametralladoras, la mayor carga explosiva y alcance les confirió una gran eficacia. Tanto es así que una vez finalizada la guerra casi todos los países aliados abordaron desarrollos propios, de los que el más notable fue el estadounidense FFAR de 2.75"², que en su descendencia ha llegado hasta la actualidad. Es con esta perspectiva como se han de considerar los trabajos entonces iniciados en España y como se ha de valorar el esfuerzo realizado, sin olvidar el estado de nuestra tecnología y la calidad de los aviones disponibles, parte de ellos restos de la Guerra Civil española.

El grueso de estas actividades se llevó a cabo en la Sección de Armamento Aeronáutico del INTA³, que estaba incluida en el Departamento de Equipo y Armamento, que se había creado en julio de 1944. Antes de que estuvieran disponibles las instalaciones de Torrejón, la Jefatura de la Sección estaba en la calle Princesa y los talleres en Campamento⁴.

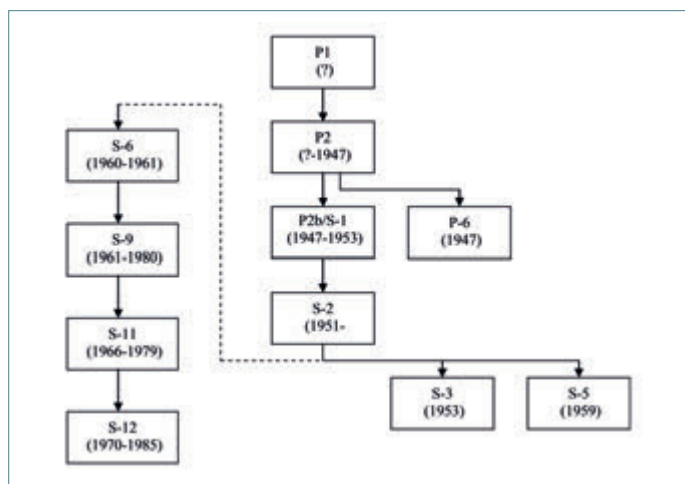


Fig. 1.1. Secuencia del desarrollo de la serie S. ■

El primer cohete de esta serie fue el P-2, al que siguió el P-2b renombrado más tarde como S-1. Si bien la lista ordinaria llegaría hasta el S-12, solamente se materializarían el S-2, el S-6, el S-9, el S-11 y el S-12. El resto no pasaron del estado de proyecto. En la Fig. 1.1 se muestra la secuencia de esta evolución dando algunas fechas de referencia. Tecnológicamente hay dos épocas: la primera termina con el S-2, aproximadamente a mediados de los 50, y que denominaremos como los primeros cohetes, o «históricos». La segunda, que podríamos considerar como «moderna», se inició con el S-6, que supuso un salto en los aspectos conceptuales, de proyecto y desarrollo. Se trataba ya de un producto moderno, aunque sus dimensiones estuvieron condicionadas por el anterior S-2, lo cual también limitaba su futuro. Entre los tres restantes, S-9, S-11 y S-12, hay una continuidad en sus diseños, aunque el primero tuviese un diámetro de 37 mm y el último de 100 mm. Es también digno de notar que tanto el S-9 como el S-11 pretendían sustituir directamente

a material extranjero equivalente en servicio en el Ejército del Aire. Por esa razón, de ambos se encargaron series industriales de alguna cuantía, y posteriormente se estudiaron versiones mejoradas.

LOS PRIMEROS COHETES (1945/54)

Como hemos avanzado, los desarrollos de cohetes en el Ejército del Aire empezaron antes de que el INTA iniciase sus actividades técnicas en una fecha que podríamos estimar hacia 1945. Los primeros documentos de que disponemos dan a entender muy claramente que los trabajos realizados en el INTA eran continuación de otros anteriores, todos ellos vinculados a la persona de José Pazó Montes,

que fue agregado aéreo en la embajada española de Berlín⁵ y probablemente sería allí donde tuvo conocimiento de los desarrollos alemanes en cohetes aire-aire, en concreto el R4/M, y que por ello pretendiera introducir esa clase de armas en España.

El reconocimiento de la labor de Pazó se pone de manifiesto claramente en un informe emitido en 1953 por la Sección de Armamento⁶. El motivo del mismo se debía a un cargo facturado al Servicio Central de Armamento por trabajos realizados en los Talleres del INTA para los cohetes⁷, lo que dio lugar a que la Dirección deseara aclarar el detalle de esas actividades. Como consecuencia se produjo una cadena de informes originados en la Sección de Armamento Aeronáutico, que continuaron por el Departamento de Equipo y Armamento hasta llegar al director del Instituto. El documento es notorio porque recopila todo el trabajo efectuado hasta el año 1953 y estimamos conveniente destacar sus puntos más relevantes:

- José Pazó Montes fue quien comenzó los estudios de «proyectiles cohetes para avión» en el Ejército del Aire. Los primeros diseños y experimentación los empezó con personal del Negociado de Armamento de la Dirección General de Industria y Material del Ministerio del Aire. Es decir, con anterioridad a que el INTA iniciase su andadura, probablemente en los talleres existentes en el Aeródromo de Cuatro Vientos que pasaron posteriormente al INTA.
- De esos estudios y trabajos se obtuvo como resultado el cohete P-2, en el cual poco o nada tuvo que ver el INTA como tal. Sin embargo, todo ello y otros activos se transfirieron al INTA, incluso el personal.
- Ya en el INTA el P-2 se transforma en el P-2b, todavía con intervención de Pazó, y al final el cohete terminó denominándose S-1.
- El S-1 evolucionó hasta el S-2, cuyo motor tenía más propulsante, ya que se consideraba que las características del P-2b/S-1 eran muy pobres.
- La ayuda económica la prestó el Negociado citado, y posteriormente el Servicio Central de Armamento, que además fue el que suministró al Instituto la mayor parte del material de ensayo.
- Se incluye una lista de los cohetes recibidos y los utilizados.
- Se valoraban estos materiales en más de un millón de pesetas, de las cuales 250 000 correspondían al cohete S-2.
- También se deduce del documento que el dimensionado de las aletas se efectuaba casi totalmente por métodos experimentales.

Fue, por tanto, en los talleres y laboratorios existentes en Cuatro Vientos y Campamento donde bajo la dirección de Pazó se proyectó el P-1, del que no queda ninguna referencia. El segundo cohete se denominó P- II, luego P-2, que se transfirió al INTA, en concreto a la Sección de Armamento, cuando comenzaron sus actividades técnicas en 1945.

Trabajos previos: el P-2

En los documentos disponibles, se dice que del P-2 no se tienen datos por la poca intervención del Instituto. No obstante hubo experiencias y posiblemente vuelos con el avión Fokker CX, para el que se tuvieron preparados cohetes en noviembre de 1945, aunque no hay más referencias a esa prueba. Hubo también actividad en 1946, quedando constancia de algunos ensayos hechos con el avión CR-32, además con expresa mención a Pazó. En ese mismo año, el 27 de noviembre, hubo una demostración realizada ante el propio ministro del Aire, lo que ponía de manifiesto el interés del Ejército del Aire en esta arma. Ello se corrobora con la existencia de varios escritos, clasificados como «secretos», en los que se daban por realizados los ensayos de los «proyectiles cohete» y se solicitaba con urgencia que se fabricasen 4200 cohetes, 32 instalaciones de avión y 12 para lanzamientos desde tierra, que se entregarían a los Regimientos aéreos 31 y 33, para terminar la experimentación a bordo de aviones, y a la Bandera Paracaidista para las tropas de tierra⁸.

Rastreando en la documentación hemos podido obtener algunos datos de este cohete. El propulsante consistía en cuatro granos de pólvora de cañón, concretamente de la pólvora filiación 155 de la utilizada en el cañón de costa Wickers de 30,5 cm. Cada grano tenía forma de cilindro perforado con una longitud de 230 mm y con diámetro externo de 18 mm e interno de 8 mm (que en adelante designaremos como 230x18/8 mm), y estaban sujetos por una pieza dentro de un tubo de diámetro de 50 mm, de lo que inferimos que el calibre del P-2 debía de ser 57 ó 58 mm. En noviembre de 1946 se consideró que el cohete estaba apto para el servicio, aunque se proponía una mejora en los granos.

En las Fig. 1.2 y 1.3 se presentan fotos del P-2 en el avión CR-32, en las que se puede apreciar el aspecto del cohete⁹. Las aletas están fabricadas en dos pares que se atornillan a una pieza que hace de tobera, que muy posiblemente estuviese mecanizada en un cilindro de duraluminio.

Los años 1947 y 48 fueron de una actividad muy intensa, como quedó reflejado en once informes mensuales «sobre las experiencias efectuadas con el cohete Pazó», que se extienden desde mayo del 47 hasta diciembre del 48, y a los que siguieron cinco más hasta 1952. Casi todos los informes trataban de pruebas en banco, que denominan «en reposo»¹⁰, que pasaremos por alto.



Fig. 1.2. Cohete P-2 en el Fiat CR-32 *Chirri*. ■



Fig. 1.3. Dos cohetes P-2 en sus lanzadores. ■

En las experiencias de mayo del 47 se lanzaron cohetes desde tierra e incluso desde el aire para probar las espoletas. También se estudió la sustitución del raíl de lanzamiento por dos ganchos, tema que seguiría activo durante algún tiempo, lo que indica que había bastante trabajo hecho. Además de estas actividades, en ese mes se probó un «cohete de triple difusor», que falló «desorganizándose en el aire por haberse fundido la placa de unión de las tres cámaras de combustión». Se dice que se reorganizaría según las indicaciones de Pazó.

El mes siguiente, junio, estuvo casi dedicado a las cabezas fumígenas, con ensayos comparativos entre las preparadas por la Fábrica Nacional de La Marañosa (Madrid) y la empresa Lecea (Vizcaya). Las pruebas consistían en el lanzamiento de cohetes dotados con unas y otras, cuyos alcances variaban entre 800 y 1100 m según el peso de la cabeza. En ese mes se menciona por primera vez el cohete P-6 de 90 mm, también proyectado por Pazó, y del que se fabricaron cuatro unidades a partir de un tubo de 7 m que tenían disponible. También en este mes nos volvemos a encontrar el cohete de triple difusor, que a tenor de los informes parece que consistía en tubos cargados con pólvora negra como propulsante que se consumía en tipo cigarrillo, y del cual encargaron a Lecea construir varias unidades. Como en estos motores no se podía medir la presión de combustión, empezaron a preparar una balanza para hacerlo con el empuje.

En julio comenzaron las pruebas del P-6 en el banco de ensayo de Carabanchel. La carga consistía en siete granos de un nuevo propulsante, definido como CSP-2, que debía de ser el que se empleaba en los «bazookas», con 420 mm de longitud y se encendía por un saquete con 20 g de pólvora negra. Hicieron dos ensayos, en el primero se desprendió la tobera, que parece que estaba remachada al tubo. En el segundo, disminuyeron la pólvora del iniciador a 5 g y cambiaron la unión de la tobera. El tubo

aguantó pero la garganta de la tobera, que era de duraluminio, aumentó su diámetro desde 26 mm hasta 32 mm por efecto de la erosión de los gases. Para evitar este incremento se decidió que la tobera fuera de acero. Hemos de reconocer que para ser la primera vez no estaba nada mal.

En el mes de agosto se probaron los cohetes preparados por Lecea, que se citan como P-4, cuyo resultado fue un fracaso pues reventaban, y no se vuelve hablar más de ellos. También falló el ensayo del P-6, en el que se volvió a desprender la nueva tobera de acero.

El cohete P-2b

Fue en julio de 1947 cuando Pazó propuso mejorar el motor del P-2 sustituyendo los cuatro granos de 230×18/8 por tres con un diámetro externo de 25 mm, así como aumentar el diámetro interno del tubo de los 50 mm que tenía a 56 mm, por lo que el calibre externo aumenta hasta 63,5 mm, valor que se mantendría en el futuro. Este nuevo cohete sería el P-2b, aunque no aparecerá con esta designación hasta más tarde.

Los tubos para fabricar las cámaras los suministró la empresa vasca Babcock Wilcox, y como propulsante se empleó el CSP-2 con tres granos de 290×25/10. En el mes de agosto comenzaron los ensayos en banco utilizando una tobera de duraluminio con una garganta de 15 mm de diámetro, la cual se erosionaba hasta 18 mm tras la combustión.

Se podría seguir con el examen de los informes mes a mes, pero estimamos suficiente con lo expuesto, y solo repasaremos globalmente el resto antes de centrarnos en aspectos más concretos. Continuaron con los ensayos de cabezas, con los lanzamientos desde aire probando varios raíles y ganchos, y con la búsqueda de una solución para las toberas, y lo que era más importante: los propulsores. Sobre estos extremos regresaremos en detalle más adelante. No obstante, indicaremos que en julio de 1948 tuvo lugar el último ensayo del P-6. Se ensayaron dos unidades, ambas con el propulsante CSP-2, una con siete granos de 420×25/10 y una masa de 1,847 kg; la otra también con siete pero de 450×25/10 y 2,060 kg de masa. No se han encontrado referencias sobre los resultados de estas experiencias.

Para entonces ya había nacido el P-2b, que sería el caballo básico de todos los desarrollos, primero con ese nombre, y que hacia el año 1951 pasaría a denominarse S-1¹¹. Sus datos básicos se presentan en el Anexo A.1.1, tomados de los documentos de la época; destacamos su masa de 5,93 kg y longitud de 780 mm¹².

Por otra parte, a la luz de de todo lo visto, se infiere que la actuación de Pazó seguía siendo importante.

El cohete S-2

La evolución del S-1 al S-2 estuvo motivada porque el primero era «pobre de características». La solución fue el incrementar la longitud del motor para dar cabida a más propulsante manteniendo el mismo diámetro. Así, de la longitud del S-1, que era la antedicha, 780 mm, se pasó a 975 mm, y consecuentemente su masa subió de 5,93 a 7,16 kg. En el aspecto propulsivo, la longitud de los granos se alargó hasta 490 mm. Entre otros cambios se adoptó la tobera soldada. Hubo varias piezas del S-1 que sirvieron sin ninguna modificación para el nuevo cohete, en particular las cabezas de guerra.

El proyecto se debió de iniciar en 1954, pues en mayo de ese año se preparó un estudio, que hoy día podríamos clasificar como una nota técnica, en donde se calculaban con bastante detalle las actuaciones del motor y del cohete, así como también se adjuntaban algunos bocetos y planos¹³. El que presentamos en la Fig.1.4 es posterior y la diferencia principal con las soluciones presentadas en la nota citada correspondía a la configuración de las aletas. Hay constancia de que se realizaron varios diseños de estas y se utilizaron datos procedentes de los ensayos en túnel. Las aletas tenían doblados los extremos del borde de salida, con el fin de que las fuerzas aerodinámicas produjeran una rotación axial que disminuyese la dispersión inducida por la desalineación del empuje.

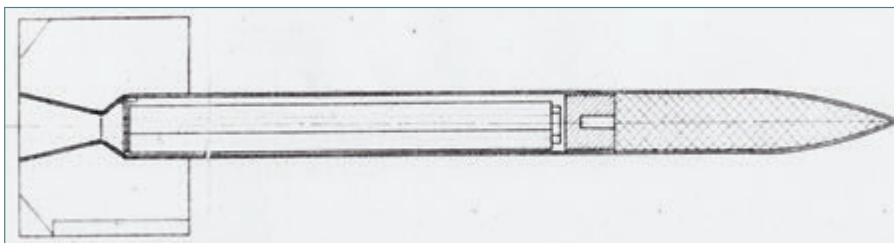


Fig. 1.4. Plano del cohete S-2. ■

Los primeros S-2 se ensayaron en vuelo desde el avión CR-32, pero terminaron en el C.4K, *Buchón*, con el lanzador Pilatus del cohete Oerlikon de 80 mm, para lo que se sustituyeron los pies de lanzamiento para raíl por unas orejetas.



El S-3 y el S-5

No se conoce la razón por la que se introdujo el cohete S-3. Hay un escrito dirigido al Servicio Central de Armamento del Ministerio del Aire de abril de 1953, en el que se dice que eran necesarias 200 unidades del mismo, de acuerdo con un plano que se adjuntaba. Para su fabricación se solicitó presupuesto a Babcock- Wilcox y a CASA.

De los planos disponibles parece que es una evolución del S-2, pues tiene el mismo calibre, tres granos con una fijación similar y una tobera constituida por dos piezas. Comparada con la del S-2, la diferencia estaba en el diámetro de la garganta, que era de 24 mm frente a los 15 mm del otro, lo cual representa un factor de 2,56 veces en área.

De este cohete se hicieron varios ensayos en banco. Se citan seis unidades, con diferente juego entre tubo y tobera (desde 0,1 a 0,9 mm). En total se usaron tres motores realizando dos o tres disparos con cada uno para ver el paso de gases por la rosca. Se encontraron algunos defectos pero que no influían en las curvas de presión y empuje. A partir de entonces se pierde su rastro.

El S-5 no pasó del estado de estudio. El calibre seguía siendo el mismo y parece que estaba basado en el cohete tierra-tierra en desarrollo por el Cetme¹⁴. Disponemos de un plano general y dos más detallados, uno para la tobera y otro para la cabeza, todos de mayo de 1959. La tobera era de diseño similar a la del S-3, pero con un diámetro de la garganta de 18,5 mm.

Los componentes básicos en los primeros cohetes

Como complemento al análisis anterior vamos a repasar el esfuerzo que se realizó en el diseño y desarrollo de los tres elementos básicos de un cohete de este tipo: los motores, cabezas y aletas. Para los primeros entraremos con algún detalle en sus tres componentes: propulsante, cámaras y toberas.

Los propulsores

No descubrimos nada nuevo al decir que uno de los componentes más importantes de un motor cohete es el propulsante, probablemente el que más. Su forma física era un cilindro perforado, que recibe el nombre de «grano», y que entonces a veces denominaban «macarrón». Este cilindro ardía en toda su superficie, que era la cara exterior e interior, más las dos bases extremas¹⁵. Una forma más avanzada, que veremos que ya se plantearon, es la inhibición de las bases, esto es, recubrirlas con un producto que impidiera su combustión, por lo que esta se limitaría a las dos superficies cilíndricas¹⁶. El tamaño máximo de estos granos estaba limitado por las pólvoras empleadas y por los medios de fabricación. Como hemos explicado, se utilizaban varios granos por cohete (cuatro en el P-2 y tres en el P-2b), aunque la tendencia era ir hacia un grano único con combustión interna y externa, solución mucho más eficiente. Posteriormente, se inhibió también la superficie exterior, aumentando su diámetro hasta un valor muy próximo al interno del tubo, con lo cual se incrementaba la cantidad de propulsante, dando al interior un diseño en forma de estrella, con el fin de mantener la superficie de combustión lo más uniforme posible. Pero estas tecnologías todavía tardarían en conseguirse en España, por lo que durante bastante tiempo las cargas fueron multigrano, esto es, compuestas de varios granos menores.

Un problema en este tipo de configuración era la fijación de los granos individuales; esto se hacía mediante dos discos perforados en forma de rejilla, uno en la parte delantera y otro en la trasera unidos por una varilla central de tensión, tal que los discos aprisionasen los granos.

El parámetro básico en la combustión de un motor cohete es la presión interna, a partir de la cual se dimensiona el espesor de la cámara. A su vez dicha presión está ligada al área de la garganta. Si bien en la actualidad se emplean instrumentos y equipos de laboratorio para caracterizar el comportamiento de los propulsores y facilitar el diseño, en aquellos tiempos las actuaciones debieron guiarse primeramente por criterios bastante más empíricos.

El equipo principal para el ensayo de un motor es el banco estático, en el que se miden y registran la presión de combustión y el empuje de un motor como parámetros fundamentales. En aquellos años ambos se medían por sensores piezoeléctricos, que transformaban las fuerzas en una tensión eléctrica, que una vez amplificada actuaba sobre un trazo óptico en un tubo de rayos catódicos que impresionaba un papel fotográfico situado en un tambor rotatorio¹⁷. Se dispone de gráficos fechados en 1948, aunque también hay algunos sin datar que estimamos como de principios de 1947, como el que incluimos aquí a título de ejemplo en la Fig. 1.5.

Los propulsores que se empleaban eran las pólvoras para proyectiles de cañón; en la figura anterior se dice textualmente «pólvora=cañón de costa», dato coincidente con la petición por 300 granos de pólvora del tipo CSP-2, correspondientes a la filiación 155 sobre una lista de 27.

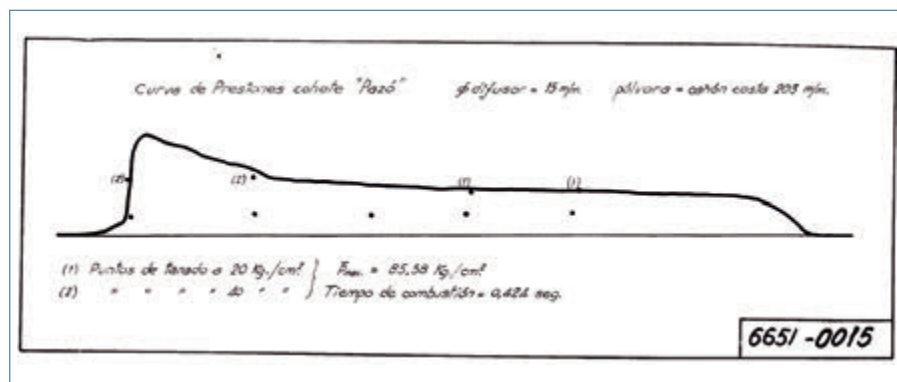


Fig. 1.5. Curva de empuje de un motor INTA, probablemente de 1947. ■

de nitrocelulosa sin disolvente, esto es, un propulsante de doble base, que presentaba ventajas en el proceso de fabricación, y que además permitía un grano único. En un informe de mayo de 1948, se comparaban los resultados de los ensayos con ambas en configuración de tres granos, así como con un grano único con la NSD de 285x44/20. Como conclusión dicen que la NSD en la configuración de tres granos tenía características más desfavorables que la CSP-2. Para el grano único se encontraron con el problema de descenso de la presión, que interpretan correctamente como debido a la menor superficie de combustión. Además, apareció otra dificultad añadida: las explosiones por las grietas o inclusiones que se formaban en los granos con este tipo de propulsante. El informe termina dejando en manos de Pazó la elección de la pólvora a utilizar.

Los ensayos con el grano único con la NSD continuaron, e incluso hubo una petición, en enero de 1949, para la puesta a punto del P-2b en el polígono de Carabanchel utilizando cuatro tipos de pólvora, las tres antedichas más una «muestra de pólvora fabricada en Murcia, de acuerdo con las especificaciones suizas».

Esa afirmación se completaba pocos meses más tarde con la información que se decía tener de la llegada a la F. N. de Murcia de un técnico extranjero especializado en pólvoras, y se solicitaba que se centrara en este tema «para que de esta forma pueda ser una realidad inmediata la resolución de la pólvora para cohetes, único punto por resolver en esta modalidad de armamento». También se manifestaba que las gestiones realizadas en la casa Bühl para obtener datos de las pólvoras no habían dado resultados satisfactorios. Todo ello estaba motivado por la aparición del problema de las mencionadas explosiones en los ensayos en banco, y aun cuando estimaban que era mejor la configuración con un solo grano con la NSD, se veían forzados a usar tres granos de la CSP-2. La causa de las explosiones la atribuían acertadamente a la existencia de inclusiones de aire¹⁸.

No obstante todas estas dificultades, los intentos para conseguir un grano de mejor calidad continuaron, por lo que se solicitó al Departamento de Materiales del INTA un informe al respecto. En este, emitido en febrero de 1950, se reconocía que solo podían dar unas ideas generales sobre el asunto, pero aconsejaban que se añadieran estabilizantes a la pólvora, y además daban algunas recomendaciones sobre el proceso de fabricación, en concreto sobre las operaciones de laminación. Con estos criterios se solicitó a la F. N. de Murcia dos lotes experimentales con tres sublotes cada uno. Una vez recibidos se sometieron a un control radiográfico, operación que es la primera vez que se mencionaba y que a partir de entonces se aplicaría de forma habitual, encontrándose en todos inclusiones de aire, por lo que estimaron que no se había resuelto el problema. Asimismo, en el informe producido sobre esta problemática, se indicaba que la Unión Española de Explosivos (UEE) había presentado muestras de un propulsante con granos de 285x44/20 y 285x50/20, que estaba libre de estas inclusiones, aunque quedaban pendientes las pruebas. También se hacía un análisis comparativo con las soluciones dadas en el extranjero. En particular se citaba al cohete suizo Oerlikon de 80 mm y 10,7 kg de peso, que estaba dotado con un solo grano de 2,980 kg, y al T-30 norteamericano de 114,3 mm de calibre y 17,5 kg de peso total, cuyo motor tenía dos variantes, una con 30 granos que pesaban 2,312 kg, y otra con 27 granos y un peso de 1,905 kg. Comparativamente, la relación porcentual entre la masa de propulsante y la total del cohete en el P-2b era del 16,5%, algo más alta que en el T-30, que tenía 13,2%, y muy inferior al Oerlikon que subía a 27,9%.

En resumen, el S-2 llevaba tres granos de la CSP-2, y en el S-3 también adoptaban esta solución, aunque hay un plano de octubre de 1954 en el que se muestra el amarre del grano único por medio de dos soportes laterales. Todo parece indicar que el desarrollo de propulsores se estancó en 1949, sin que se pudiese superar el sistema de los tres granos, y que habría de esperar casi una década para conseguir motores de grano único que equiparían el motor del S-6.

Por referencias dadas en la documentación sabemos que hubo más intentos con pólvoras de este tipo, tanto para los últimos P-2 como para el P-2b. Hay gráficos con pólvoras de filiación 134, 138 y 139 ya para el segundo con fechas de febrero de 1948. Sin embargo, la carga que en principio habían elegido era la CSP-2, con tres granos de 285x25/10, fabricada por la Fábrica de Pólvoras de Murcia. Frente a la CSP-2, cuya base era nitroglicerina con disolvente, también se empezó a experimentar la NSD, que tenía un 40% de nitroglicerina y un 60%

que esto aumentaba en gran medida el peso, por lo que incluso se llegó a «abocardar» el tubo, para formar la tobera por una estrangulación. Esto se ensayó para el motor del P-6, del que se fabricaron 8 tubos con esta técnica que dio buenos resultados. Para el P-2b, también de duraluminio, el aumento del diámetro subía de 15 a 18 mm. Al principio se achacó este efecto al diseño de la tobera, y en este sentido se probaron varios tipos, que recibieron la denominación de toberas cónicas y de copa. Al final se terminó usando acero mecanizado para vuelo y mazo para banco.



Fig. 1.7. Restos de un P-2b. ■

El problema de las toberas era importante, y por ello a principios de 1949 se estableció un programa de ensayos para comparar cuatro diseños diferentes. Se realizaron varios disparos con cada tipo sin ninguna medida de presión ni tiempo de combustión, y se conformaron con una evaluación cualitativa cuyos resultados se reflejaron en los informes. La primera tobera era soldada, otras dos eran con rosca interior en la cámara y mecanizadas, y la cuarta, soldada y roscada al exterior de la cámara. Se incluyen las cuatro soluciones en la Fig. 1.6. Según se refiere en los informes, el comportamiento fue bueno en todas, recomendando la última, y previniendo sobre la tercera por ser más costosa.

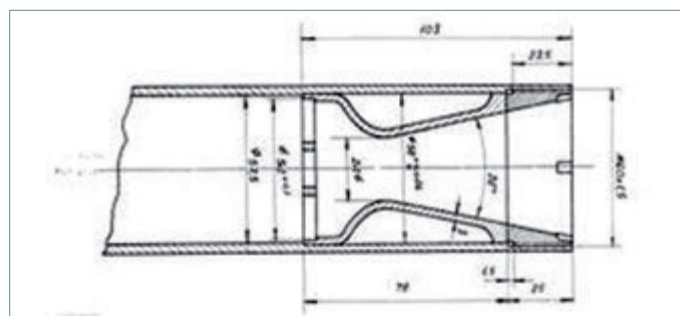


Fig. 1.8. Propuesta de tobera para el S-3. ■

De todas formas no está muy claro cuál fue el tipo adoptado. En este sentido, en los lanzamientos desde el aire, el informe mencionaba un «difusor roscado y cónico», así como el funcionamiento del nuevo «difusor con estrangulamiento» comparado con el duraluminio. En la Fig. 1.7 se presentan los restos de un P-2b después del impacto en tierra, en la que no se aprecia con claridad a qué solución podría responder la tobera.

No obstante, en el plano del S-2 conservado, fechado en 1951, la tobera estaba aparentemente soldada al tubo. Este plano es el que se cita como referencia para el aletado de este cohete por la empresa Manufacturas Metálicas Madrileñas, SA (MMM. SA), la cual fabricaba bajo licencia el cohete Oerlikon para el Ejército del Aire¹⁹.

Estos diseños se mantendrían durante años, salvo la propuesta para el S-3, en el que la tobera entraba dentro del tubo y se fijaba por una pieza con rosca interior formando el último anillo de aquella, como se observa en la Fig. 1.8.

Aletas

En los desarrollos iniciales, el dimensionado de las aletas era puramente empírico. Hubo un ensayo en el túnel de Cuatro Vientos, para medir la resistencia aerodinámica de dos modelos, pero no las fuerzas sustentadoras. Posteriormente, hacia finales de 1951, se realizaron experiencias en el túnel aerodinámico del INTA, en el que, a tenor de las fotos encontradas, se probaron diversas combinaciones de aletas y cabezas. La Fig. 1.9 muestra el cohete básico en el túnel^[20].

Después de los trabajos en túnel se definió la aleta que denominaron «4a», con la que se contrató con la empresa MMM. SA el aletado de 100 cohetes, que deberían entregar en lotes de unos 30, con la intención de llegar a un total de 1000 unidades, aunque esta operación terminaría por cancelarse. La sujeción de la aleta se hacía por puntos de soldadura, para lo que prepararon un útil que también se proporcionó a la citada compañía.

Fuese por la razón que fuese, la aleta se modificó hasta adquirir la configuración mostrada en la Fig. 1.4. Obsérvese que doblaban la punta externa con la intención de hacerlo girar por efecto aerodinámico. Suponemos que con esto se pretendía disminuir el efecto de desalineación del chorro, fenómeno que se mencionaba en los informes²¹.

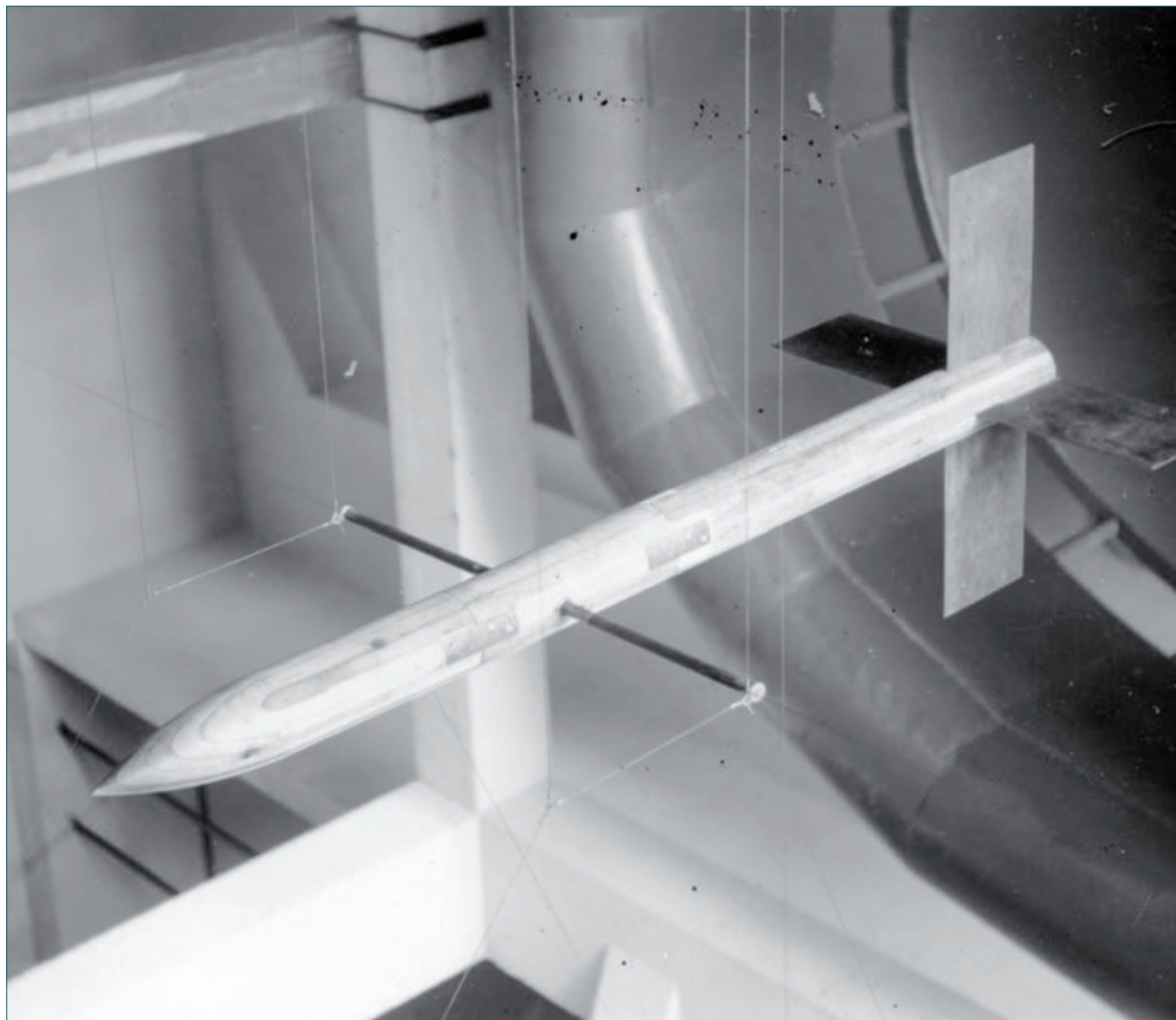


Fig. 1.9. Cohete S-2 en el túnel aerodinámico del INTA. ■

En 1950 hay una intensa actividad en los Talleres Generales del INTA con el aletado de los cohetes. Se cursaron sucesivas órdenes de trabajo con diversas variantes, que se supone que luego se experimentarían en alguna manera. No está claro cuáles fueron los ensayos que condujeron a las que luego serían las finalmente seleccionadas.

Cabezas de guerra

Es obvio que el objetivo último de un cohete es llevar una carga militar. En este sentido se desarrollaron dos tipos de cabezas: la perforante, o de carga hueca, y la explosiva, además de la inerte para ejercicio. Hubo intentos de una fumígena también para ejercicio, pero no tuvieron éxito.

Una peculiaridad de estas cabezas es que prácticamente pasaron de un cohete a otro, puesto que todos tenían el mismo calibre (63 mm). En la Fig. 1.10 presentamos los dos tipos de cabeza. La inferior, de carga hueca, está fechada en diciembre de 1947 y rotulada como perteneciente al S-2, aun cuando su diseño es muy anterior. La superior está datada en 1951. Incluso entre ambas hay

partes comunes, como el multiplicador y la espoleta. Esta consistía en una masa retenida por un pasador cizallable de cobre recocido, que se rompía por efecto del impacto. Hay pruebas de este elemento en vuelo.

En 1948 se realizaron ensayos de las cabezas de carga hueca en tierra disparando los cohetes contra un blanco fijo, consistente en una chapa de acero, situado a 25 m. Según se expone en los resultados, por efecto de la dispersión no consiguieron acertar en ningún tiro. El procedimiento debieron mejorarlo, pues en 1951 hay un escrito en el que se solicitaba que un pedido anterior de 100 unidades, lo fraccionasen en grupos de 20 con modificaciones, ya que las pruebas de tiro daban resultados distintos de las de «reposo». Respecto a las explosivos se hicieron varias experiencias en vuelo con cohetes cargados con este tipo de cabezas en los años 1951 y 1952.

Finalmente, existe el diseño de una cabeza con diámetro de 121 mm, que presentamos en la Fig. 1.11, con una extraña configuración de dos cargas huecas enfrentadas. Hubiésemos pasado este esquema por alto, al igual que otros varios, si no es porque en 1951 se solicitaban 30 unidades a la empresa Babcock-Wilcox, incluso citando que sería para el cohete nº 154. No hemos encontrado ninguna referencia posterior a este encargo. En una de las fotos de los ensayos en túnel, se presenta el juego de cabezas entre las que se encuentra la anterior, además hay constancia de que se ensayó tal como se aprecia en la Fig. 1.12²².

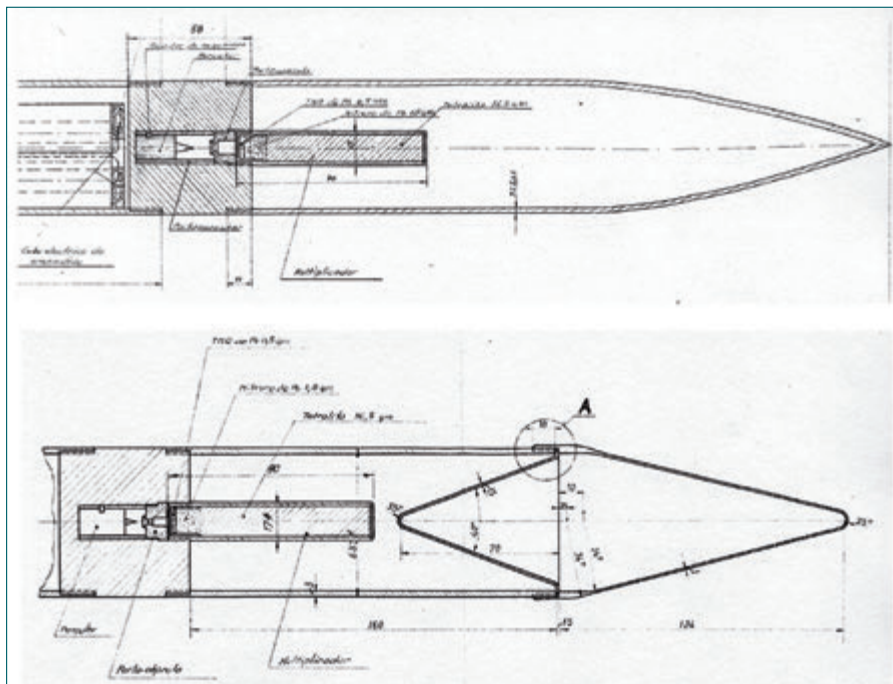


Fig. 1.10. Cabezas de guerra de los cohetes aire-tierra primitivos. ■

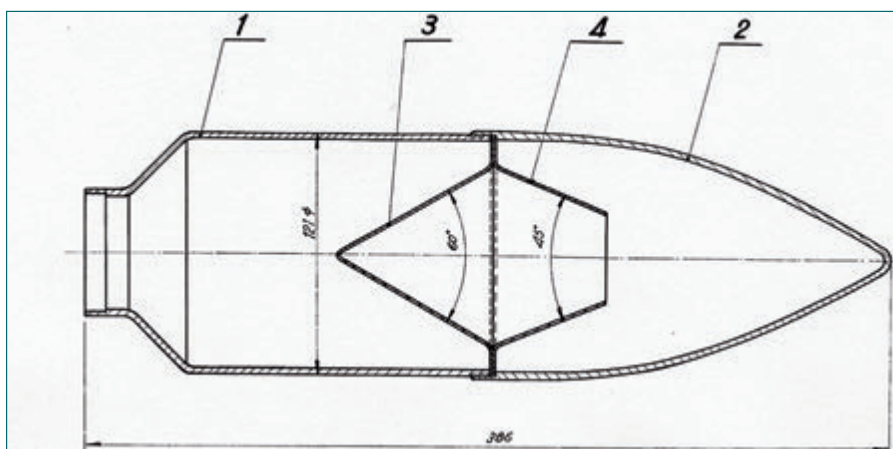


Fig. 1.11. Cabeza de 121 mm con cargas huecas enfrentadas. ■

Lanzamientos desde avión

De los primeros lanzamientos desde el aire solo tenemos referencias indirectas. Como ya hemos dicho, en 1945 se solicitó un avión Fokker para realizar pruebas con cohetes²³. Debía de tratarse del P-2, pero no hay ninguna constancia de ello, si es que se efectuaron. Otra noticia proviene de un oficio de 1946, en el que se habla del «proyector cohete», y de aprovechar 10 unidades existentes para «repetir la experiencia que se realizó en Torrejón ante el Excmo. Sr. Ministro». En el mismo escrito se pide, entre otras cosas, adaptar un visor al avión para mejorar la puntería. En una última nota de 1947 se dice estar a la espera de los cohetes que se están construyendo en el Taller nº 3, que suponemos estaría en Cuatro Vientos.

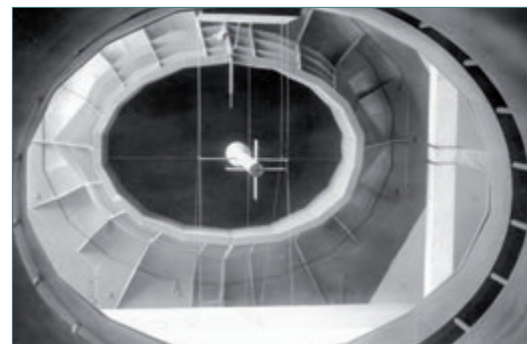


Fig. 1.12. Ensayo en túnel con cabeza 121 mm. ■



Tenemos datos más precisos de un lanzamiento, probablemente de mayo de 1947, desde un avión Fiat CR-32 *Chirri* y al que deben de corresponder las fotos mostradas en las Fig. 1.13 y 1.14, aunque estas aparecieron sin fecha alguna²⁴. Según la información recogida en los expedientes, se prepararon tres aviones para la experimentación de los cohetes, de los que el 94/11 fue el más utilizado. La datación se fundamenta en que el CR-32 de la fotografía tiene cuatro lanzadores de raíl bajo el plano inferior, cuando ya por la fecha dada estaban en construcción las nuevas «guías de lanzamiento» para dotar a cada avión con seis, tal como operarían en julio del 1948.

En este mes de julio de 1948 se continuó con la experimentación del P-2b, con pruebas en tierra y vuelo. El CR-32 ya tenía instalados los seis raíles, y antes de pasar al aire se dispararon dos tandas de cohetes con el avión en el suelo. En una de ellas fueron los seis simultáneamente; en la otra, en ráfagas de dos en dos. El día 14 se llevaron a cabo los ensayos en vuelo. Para ello se preparó un blanco de impactos, que era un círculo de 4 m de diámetro. Primeramente se realizaron varias pasadas, con picados, recogidas y tomas para comprobar la integridad del conjunto. En la segunda fase se efectuó el lanzamiento de los seis cohetes simultáneamente en un picado de 45° a 500 m de altura; dos no salieron. En la tercera, fueron las ráfagas de dos unidades. En el informe que recoge estos ensayos se adjunta un diagrama con los detalles de los impactos respecto al blanco. Resultó un error de 37 m, que, como bien se indicaba, no había medios para saber si era debido al tirador, defecto del colimador o falta de longitud en las guías. No podemos olvidarnos de la precariedad de los equipos de ensayo de que se disponía.

En los años sucesivos la experimentación continuó. Se trataba de evaluar el tipo de fijación, si era mejor con raíl o con ganchos, cómo influían las aletas, toberas, cabezas, etc. La información escrita es sucinta y de ella hemos preparado la tabla adjunta con los lanzamientos anuales.



Fig. 1.13. El CR-32, n° 94/11 dotado con cuatro raíles de lanzamiento cargados con el cohete P-2 (mayo de 1947). ■



Fig. 1.14. Detalle de los cohetes P-2 en sus raíles. ■

Año	47	48	49	50	51	52	53	Totales
P-2	4							4
P-2b		12	26	6				44
S-1					199	148	29	376
S-2						24	120	144

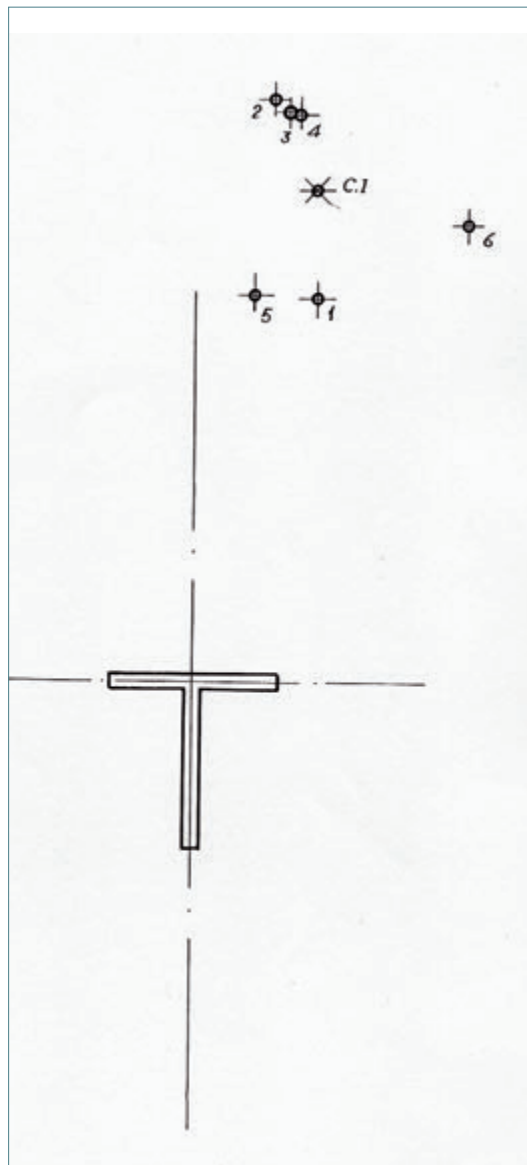


Fig. 1.15. Rosa de impactos. ■

El número correspondiente a los S-2 en 1952 es una estimación, pues las órdenes de ensayo que le citan expresamente solo se refieren a seis unidades, sin más menciones. Sin embargo, en 1953 se dice que se habían disparado unos 140 en vuelo.

Se conservan los programas de lanzamiento desde mayo de 1950 hasta octubre de 1953, con el detalle del objeto de cada prueba y los resultados. Presentamos, a título de ejemplo, en la Fig. 1.15, una rosa de impactos realizada el 12 de enero de 1953 con el avión que denominaban *Curtiss*, que era el Polikarpov I-15²⁵.

Los ensayos incluían no solo cabezas inertes sino también explosivas.

Hasta 1952 el único avión empleado fue el FIAT CR-32, del que, como hemos dicho, se ordenó armar tres unidades, aunque parece que solo lo serían dos, de acuerdo con el recuento de los lanzadores dados de baja en 1953. Tras la baja del anterior, se utilizó a partir de 1953 el citado *Curtiss*, y también el C-2.111, versión española del Heinkel He-111 conocido como *Pedro*, que era un bombardero y no un caza, de lo que hay registros en ese año. Al final se acoplaron unos adaptadores al lanzador Pilatus, que era el empleado para el cohete Oerlikon desde el avión HA-1.109 *Buchón*, proveniente del Me-109²⁶.

Instalaciones en los aviones

Un problema directamente asociado con los cohetes es su integración en el avión, con el fin de constituir un «sistema de armas». Los elementos físicos intermedios entre ambos son el lanzador y los medios de disparo; a ellos se han de añadir los efectos dinámicos en la estructura y aerodinámica entre los temas a considerar.

Respecto a los lanzadores, se utilizaron los dos tipos clásicos: el de raíl y el de ganchos. El primero penalizaba más al avión, pero tenía la ventaja de que cuando el cohete iniciaba su vuelo libre, a la salida del raíl, estaba animado de una velocidad adicional. Las referencias a este tipo de sistema son coincidentes con las de los cohetes, así en 1945 se solicitaban dos cohetes para probar la fuerza de retenida en los raíles instalados en el avión Fokker. Ya con el CR-32, que fue el caballo de pruebas de estos cohetes, se solicitaba colaboración al Departamento de Aerodinámica del INTA para estudiar los efectos inducidos.

Los primeros planos de que disponemos de un lanzador son de 1948. El raíl consistía en dos chapas dobladas para formar una T de 38×30 mm, con una longitud de 638 mm. Posteriormente, en vez de utilizar chapas se fabricaría a partir

de una pieza mecanizada en acero con dimensiones parecidas (40×30 y 653 mm), para que al final fuese el duraluminio el que sustituyera al acero. Estas guías se fijaban a la estructura del ala por cuatro soportes, como se aprecia en la foto mostrada en la Fig. 1.14.

Del sistema de ganchos no tenemos ninguna información, aunque hay varias referencias a pruebas comparativas. En las rosas de impactos de varios de los ensayos de los años 1948 y 1949 se especificaba uno u otro tipo. Parece que para el CR-32 se adoptó la solución del raíl y en los planos de suspensión del S-2 se definen los pies de deslizamiento del cohete, que van soldados al tubo.

Tras la retirada de servicio del CR-32 y la adopción del *Buchón* como avión de ensayos se pasó al sistema de ganchos, que era el procedimiento que se utilizaba en el lanzador Pilatus con que iba dotado este avión para el lanzamiento de los cohetes Oerlikon. A los soportes del cohete los denominaron «orejetas» y están definidos en planos de 1954; asimismo se solicitó a los Talleres Generales del INTA el cambio de deslizadores a orejetas en 29 cohetes.

Para los lanzamientos en tierra no se menciona el tipo de lanzador empleado, aunque en 1955 se cita una longitud de 3040 mm. Entre los elementos instalados a bordo, también muy al principio se solicitaba un colimador en el CR-32 y un nuevo visor.

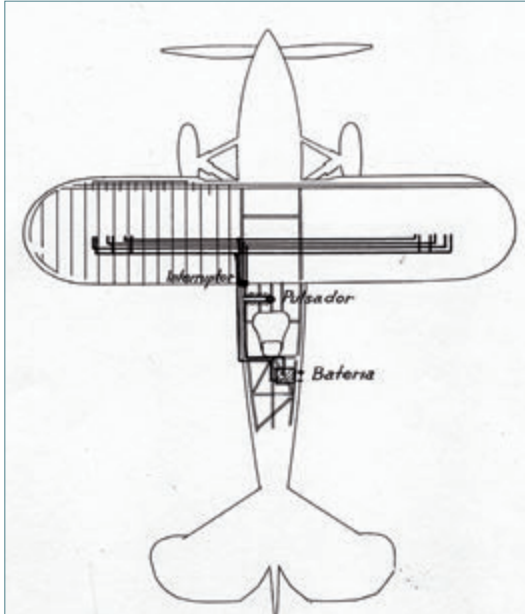


Fig. 1.16. Instalación eléctrica en el CR-32 para el lanzamiento de cohetes (seis unidades). ■

Para el encendido se empleaba una batería de 12 V con un sistema eléctrico como el representado en el plano que presentamos en la Fig. 1.16.

La producción de cohetes

Es difícil de estimar el número de unidades que se fabricaron, pero fue elevado. Se podría intentar obtener a partir de la lista de escritos, pero no es seguro que se llegase a buen puerto. Hay referencias a 1000 unidades ya en 1949, lo que es representativo del interés que tenía el Ejército del Aire en esta arma.

A este respecto preferimos reproducir el listado incluido en el mencionado informe de 1953.

	Recibido	Gastado	Quedan
Cohete P-2	No se tienen datos por la poca intervención del Instituto		
Cohete P-2 b			
Cuerpos	20	20	0
Cabezas	20	20	0
Cargas	50	50	0
Aletas	80	80	0
Rejillas	40	40	0
Toberas	40	40	0
Cohete S-1			
Cohetes completos	1285	754	531
Espoletas	1148	137	1001
Cápsulas	1150	63	1087
Porta-cebos	1041	279	762
Porta-cápsulas	1140	77	1063
Detonadores	300	0	300
Trilita (kg)	15	8	7
Tetralita (kg)	15	4	11
Cargas	1400	1371	29
Toberas	48	0	300

Cohete S-2			
Cohetes completos	200	160	40
Cargas	500	23	477
Cabezas de C. H.	40	14	26

Sin embargo, el número de los S-2 fue mayor, ya que se continuó con su aletado hasta 1954 y, como hemos visto, en junio de ese año se introdujeron orejetas de lanzamiento en 29 unidades.

También se citan los lanzadores para los aviones CR-32, *Curtiss*, CASA-2.111 y los adaptadores al Pilatus para el HA-1.109

Inversiones

Un punto difícil de precisar es la cuantía de las inversiones efectuadas. Hemos dicho que prácticamente la totalidad de los trabajos fueron financiados directamente a cargo de los presupuestos del Servicio Central de Armamento del Ejército del Aire, que contrataba con las empresas siguiendo las indicaciones del INTA. En el informe de 1953 se estimaba que el valor de los materiales suministrados era superior a un millón de pesetas [450 k€-act], de los que la cuarta parte correspondería al S-2.

En la fabricación intervinieron centros oficiales, como los Talleres Generales del INTA o de la Maestranza Aérea de Madrid; fábricas nacionales, como la de Pólvoras de Murcia o La Maraños; y empresas privadas, tal como la Unión Española de Explosivos (UEE),²⁷ Lecea, Babcock Wilcox, Manufacturas Metálicas Madrileñas, o CASA.

	Tipos de aviones			
	CR-32 ⁽¹⁾	I-15 ⁽²⁾	C-2.111	HA-1.109 ⁽³⁾
Lanzadores de aire-tierra	22	18	6	40
Instalados	(12)	(6)	(1)	(16)
Nº de aviones	2	1	1	2

⁽¹⁾ Datos de baja: pasan a Morón. ⁽²⁾ Datos de baja: pasan a Cuatro Vientos. ⁽³⁾ Eran adaptadores para el lanzador Pilatus.

Datos de los cohetes

Los primeros datos se encuentran en un informe de julio de 1949, en el que se recogían datos másicos concretos y se aportaba un cálculo teórico del empuje y las actuaciones del cohete P-2b, que son los que se muestran en la tabla adjunta.

También se presentaba un cálculo estructural del tubo, que era acero F3 con límite elástico de 25 kg/mm², y del que resultaba un factor de seguridad de 1,8.

En noviembre de 1951 hay otro desglose muy parecido, enviado por el director del INTA a la jefatura del Servicio Central de Armamento, en el que se incluía el P-2b y el S-2, y además estaba tachado el nombre de P-2b y sobrepuesto el de S-1. De todas formas hay algunas inconsistencias entre todos los datos, difíciles de subsanar.

EL COHETE INTA S-6

No conocemos de dónde provino el interés por este cohete, solo que estuvo condicionado al aprovechamiento de los tubos sobrantes del anterior S-2. Su utilización prevista por el Estado Mayor del Aire era como cohete de instrucción para emplear desde el ya mencionado lanzador Pilatus del Oerlikon, ya entonces en servicio.

Datos P-2b		
Peso total del cohete	5,930	kg
Cabeza explosiva	0,980	kg
Cabeza perforante	0,785	kg
Propulsante ²⁸ (tres granos)	0,485	kg
Velocidad de salida gases	2103	m/s
Velocidad fin de combustión ¹	210	m/s
Presión máxima de combustión	135	kg/cm ²
Tiempo de combustión	0,512	s
Empuje	380,8	kg
Impulso específico ²	345,2	s



La dependencia de los tubos condicionaba de partida sus actuaciones y limitaba su rango operacional, que estaba entre los pequeños cohetes antipersonales y los de ataque a vehículos, como era el propio Oerlikon³¹. No obstante lo anterior, el S-6 supuso un salto cualitativo en cuanto a la metodología del desarrollo respecto a sus predecesores, tal como se pone de manifiesto al analizar la documentación del proyecto. Asimismo constituyó un

avance en los motores al pasar de cargas propulsivas multigranos a una monograno, aunque fuese en su versión más simple³².

Las primeras referencias son de febrero de 1960, en un escrito en el que se repasan la cantidad de tubos existentes en los almacenes, provenientes de los acopios hechos para los S-1 y S-2, con el fin de calcular cuántos «cohetes del nuevo» tipo resultarían³³. La fecha oficial de inicio del proyecto es el 30 de marzo de 1960, aunque es probable que hubiese ya algunos estudios preliminares. Los trabajos avanzaron con rapidez, pues siete meses más tarde, según se reflejaba en una nota de octubre de ese año en la que se repasaban el curso de las actividades junto con algunos aspectos económicos, ya se consideraba el diseño como prácticamente terminado con cerca de 150 tiros de motor en banco. Sin embargo, los ensayos en banco continuaron hasta junio de 1961, los ensayos en vuelo tierra-tierra se iniciaron en octubre de 1960 y los lanzamientos desde avión en junio de 1961³⁴.

Si bien el empleo de este cohete era de instrucción, también se estudió dotarle de una cabeza de guerra, y en este sentido se contactó con la empresa italiana Borletti para que suministrase una espoleta. Hay constancia de que se lanzaron unas pocas unidades en vuelo con cabeza explosiva, posiblemente del S-2.

	P-2 b / S-1	S-2	
Peso del cohete completo	5,930	7,158	kg
Peso del cuerpo con tobera, pólvora, rejilla y aletas	3,448	4,676	kg
Peso de la cabeza con explosivo	1,984	1,984	kg
Dimensiones de la carga propulsora (3 granos)	285x25/10	490x25/10	mm
Peso de la carga propulsora	0,485	0,930	kg
Aceleración (teórica)	392	620	m/s ²
Velocidad máxima (teórica), $v_0=0$	188	255	m/s
Velocidad máxima (teórica), $v_0=100$	288	355	m/s
Alcance máximo (teórico)	3354	5783	m
Tiempo de combustión	0,48	0,3954	s
Presión máxima	96	126,8	kg/cm ²
Presión media	52	68,66	kg/cm ²
Empuje máximo	363	708,6	kg
Empuje medio	236	454,1	kg
Impulso	113,28	179,55	kgs
Calibre	63,5	63,5	mm
Longitud	830	975	mm

Desarrollo

El punto de partida del S-6 eran los tubos provenientes del S-2, cuyo diámetro exterior era de 63,5 mm y la longitud de 695 mm, con un espesor de pared de 3 mm. Esto condicionó las dimensiones del grano propulsante, que fueron 590x48/10, con combustión interna-externa y bases inhibidas. El grano se fijaba por medio de una rejilla y un muelle adaptador. Iba dotado de cuatro toberas y el encendido lo procuraba un iniciador con pólvora negra.

Para el propulsante la UEE propuso una doble base, que recibió la designación de GDB 609, derivado del NK 1012 de la empresa sueca Bofors, con 61% de nitroglicerina y 28% de nitrocelulosa, que se modificó para aumentar el calor de combustión. La elección de esta compañía frente a la Fábrica Nacional de Pólvoras de Murcia se justificó por su mejor calidad de fabricación, con extrusión en vacío y control ultrasónico de los granos. No obstante, se compararon las propiedades mecánicas de granos con el propulsante NSD producidos por ambas³⁵. El lote de 400 kg, mínima cantidad suministrable con un total aproximado de



Fig. 1.17. Ensayo en banco estático con el «piezo» de la Sección de Armamento. ■

240 granos, llegó a finales de julio de 1960 e inmediatamente se puso en marcha un programa intensivo de ensayos en banco, tal que a finales de octubre ya se habían efectuado 135 del total de los 161 con que se concluyó en mayo de 1961. El objetivo era caracterizar balísticamente el motor a varias temperaturas, ajustar la tobera, determinar la cantidad y graneado de la pólvora de los encendedores, la inhibición, otras piezas internas, sistema de obturación, etc. Para ello se utilizaron primero tubos probeta y después tubos desechados, con cuatro toberas y también con una sola. En la Fig. 1.17 se muestra la fotografía de una prueba en el banco de ensayos existente, situado en uno de los laterales de la Sección de Armamento al principio de la galería de tiro³⁶.

El diseño del resto del cohete era más bien sencillo. La cabeza era maciza en duraluminio, y las aletas se fabricaron en chapa doblada y soldada por puntos al tubo. No obstante esta sencillez, los diseños estaban justificados por cálculos de los parámetros aerodinámicos, así como de las trayectorias³⁷.

Los primeros ensayos de vuelo tierra-tierra se efectuaron en la galería de tiro del INTA, en septiembre de 1960. Para ello se adaptó un raíl a un potro existente, tal como se muestra en la Fig. 1.18, en la que también se aprecia una perspectiva de la antigua galería de tiro³⁸. En total fueron lanzadas nueve unidades. Para medir precisión y velocidades se emplearon las instalaciones que la empresa MMM tenía en Paracuellos del Jarama, y que se habían preparado para los cohetes Oerlikon. Hubo varias campañas, la primera en noviembre, con 14 lanzamientos, cinco diurnos y nueve nocturnos. En la Fig. 1.19 se muestra el lanzador empleado cargado con un cohete. En las pruebas diurnas se medía la dispersión y en las nocturnas la velocidad, para lo que se utilizaba un sistema fotográfico con un cohete dotado de una bengala trazadora, como se muestra en la Fig. 1.20 y 1.21³⁹. Hubo otra campaña en febrero de 1961, con once más, en la que se obtuvo una velocidad media de 292 m/s.

Para el lanzamiento en vuelo se fabricaron unos adaptadores para el lanzador Pilatus en el C.4K *Buchón*. En la Fig. 1.22 se muestra este avión con uno de los lanzadores gemelos, cada uno cargado con cuatro S-6. Los primeros ensayos se realizaron el 28 de diciembre de 1960, desde una altura de 300 m y con un picado de 30°. Desde esa fecha hasta junio de 1961 se lanzaron 77 cohetes más, todos en las mismas condiciones. Las operaciones iban desde pasadas con tiros de dos unidades hasta lanzamientos de los ocho cohetes. Los datos de los impactos sirvieron para analizar la dispersión, así como para realizar un estudio global del cohete⁴⁰. En los lanzamientos se intercalaron algunos Oerlikon con fines comparativos. Si bien la cabeza del S-6 era inerte, hay registradas 20 unidades como explosivas, aunque nada se dice de las cabezas utilizadas ni de las espoletas.

Serie industrial

Durante la fase de desarrollo, las operaciones de mecanizado se llevaron a cabo en los Talleres Generales del INTA. Ya con el diseño encauzado y con el programa de pruebas en buen curso, se pasó a la fabricación de una serie industrial por tantos cohetes como tubos disponibles: en total 2025 unidades. Para las partes metálicas y montaje se eligió a la empresa Armamento de Aviación S. A. (Adasa), manteniéndose a la UEE como suministrador del grano propulsante, a la que se solicitaron 2270 granos e iniciadores.

La contratación de los granos se efectuó en octubre de 1960, los cuales se suministraron y recibieron en diciembre, mientras que con Adasa se contrató en 1961. La entrega de los cohetes se hizo antes de junio, pues en la relación de los 77 lanzamientos en vuelo se constata un vuelo con cohetes de esta empresa. Asimismo, hay también una nueva tanda de pruebas en Paracuellos, tanto nocturnas como diurnas, en octubre de 1961, con alguna mejora en las actuaciones referentes a la velocidad (311 m/s de valor medio). De las medidas obtenidas en la serie se obtuvieron los valores medios que se incorporaron a la documentación del

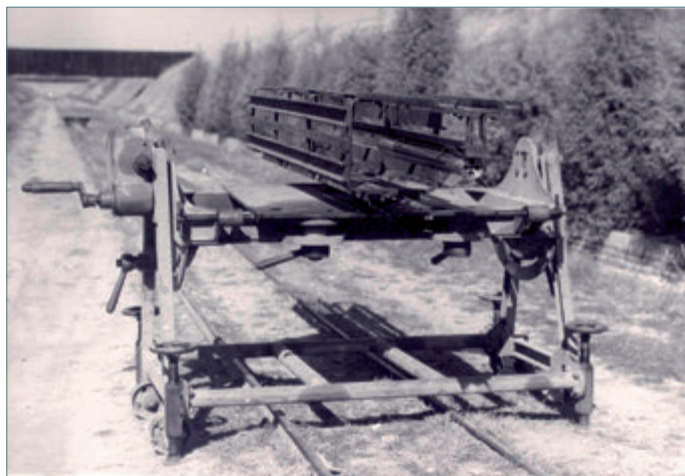


Fig. 1.18. Ensayo en la galería de tiro de la Sección de Armamento del INTA. ■

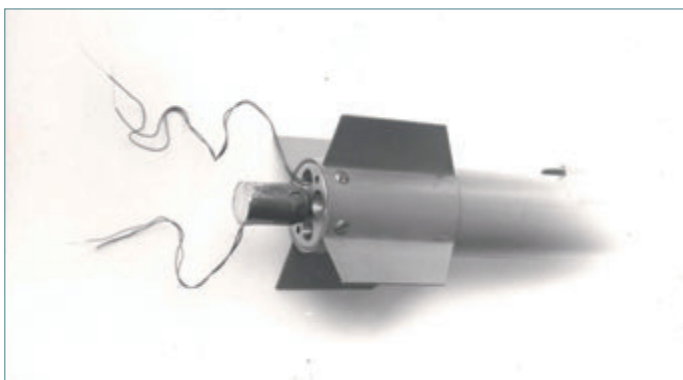


Fig. 1.20. S-6 con bengala trazadora para ensayos nocturnos. ■



Fig. 1.21. Fotografía de un S-6 con traza alternada y luces de referencia. ■



Fig. 1.19. S-6 preparado en Paracuellos del Jarama. ■

cohetes⁴¹. En la Fig. 1.23 presentamos una fotografía de uno de los cohetes fabricados en la serie.

Los S-6 se distribuyeron por varios polvorines del Ejército del Aire. Una parte de ellos fue a la Zona Aérea de Canarias, pues en enero de 1963 un escrito proveniente del Servicio Central de Armamento suspende su uso, dadas las anomalías advertidas en la resistencia del circuito de ignición en un gran porcentaje de los mismos. El INTA envió una comisión para analizar el problema⁴². Sobre el terreno se comprobó que las condiciones de almacenamiento eran muy deficientes, con polvorines casi a la intemperie y numerosas cajas abiertas, tanto que se apreciaban puntos de corrosión y condensaciones en bastantes unidades. La Zona Aérea de Canarias puso 477 cohetes a disposición del INTA para una revisión más profunda. En esta se confirmaron los puntos anteriores, e incluso se sometió a algunas unidades a pruebas más exhaustivas de niebla salina. En el informe emitido al respecto también se tomaba nota del estado de varios polvorines de esa Zona. Por ello sabemos que hubo S-6 almacenados en Melenara y en Telde (Gran Canaria), así como en el Aaiún; en casi todos en muy malas condiciones.

A partir de ese momento se pierde el rastro documental sobre este cohete. En el polvorín del INTA quedaron algunos que se destruyeron en las limpiezas rutinarias; los últimos lo fueron en el año 1976.

Inversiones

Disponemos de algunas cifras al respecto. En un informe de octubre de 1960 se indicaba que durante ese año se había realizado un gasto de 217 896 pta [48 k€-act], de las que 102 616 correspondían a 400 kg de propulsante, 108 822 pta a cargos pasados por los Talleres del INTA y 6458 pta a encendedores.

La previsión para el resto del año era de 1 100 503 pta [240 k€-act], repartidos en 3660 kg de propulsante, para 2270 granos, para los que consignaban 954 535 pta, 45 968 pta para encendedores, ambos con la UEE, y 100 000 pta para los Talleres Generales



Fig. 1.22. Avión C.4K *Buchón*, con un lanzador Pilatus con cuatro S-6. ■

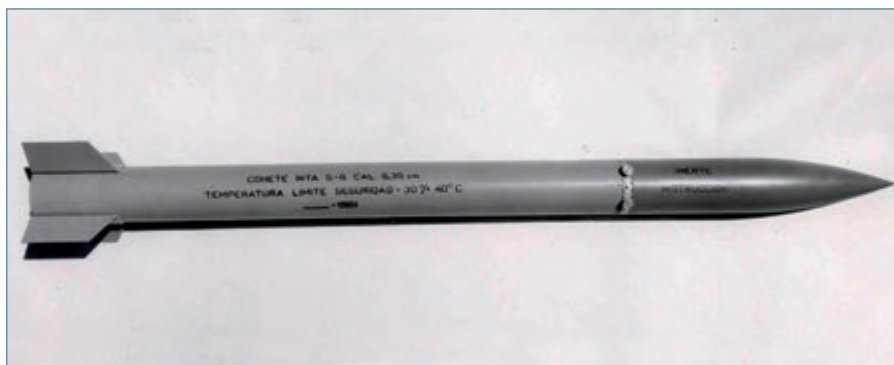


Fig. 1.23. Cohete S-6 de la serie industrial. ■

apuntaban algunas de las dificultades previsibles en la adquisición del propulsante. La decisión formal para iniciar el desarrollo se tomó el 11 de agosto, y la designación como INTA S-9 aparece por primera vez en un informe de septiembre de ese año, en el que se relacionaban los trabajos ya realizados y los que estaban en curso.

Desarrollo

El diseño tomó como base el Snab de 37 mm. En la Fig. 1.24 se muestra una sección del S-9 en el que se aprecia la cabeza con su espoleta, el motor con su grano propulsante de sección interior en estrella y un conjunto de ocho aletas, plegadas alrededor de la tobera, que se desplegaban por medio de un muelle. A la salida de la tobera se dispuso una pieza con deflectores para inducir

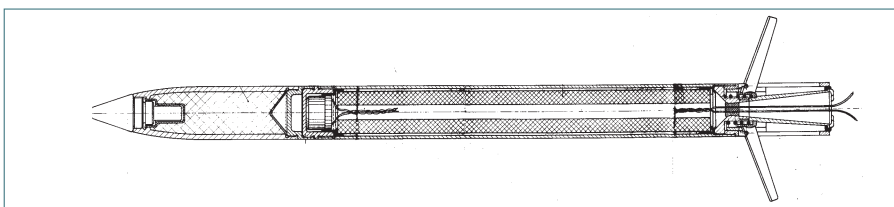


Fig. 1.24. Plano del Cohete INTA S-9 M. ■

del INTA. Con todo ello el gasto en 1960 ascendería a 1 318 398 pta [290 k€-act].

El contrato con Adasa se llevó a cabo en 1961; no está detallado a cuanto ascendió. No obstante, hay un presupuesto preparado por el INTA, con fecha de febrero de ese año, para fabricar 2230 cohetes por un valor de 1 995 850 pta [440 k€-act].

A todo esto habría que añadir los gastos de personal, principalmente en la Sección de Armamento, pero sin olvidar todos los análisis, estudios, y ensayos realizados en otras dependencias del INTA.

EL COHETE INTA S-9

En 1961 el Ejército del Aire había adquirido el cohete francés Snab de 37 mm y el lanzacohetes Matra-181 para equipar los aviones T-6G *Texan*, designado en su versión armada como C.6 en el inventario del Ejército del Aire⁴³. En abril de ese año, el Servicio Central de Armamento envió un escrito al INTA mostrando su interés en la nacionalización de ese cohete para su empleo con el mismo lanzador⁴⁴, para lo que se solicitaba plazo y presupuesto de un anteproyecto y se entregaba un ejemplar para su examen. El INTA contestó en un plazo de nueve días indicando que, además del anteproyecto, serían necesarios ensayos para experimentar las propiedades balísticas del motor y de su espoleta. En esta respuesta ya se

apuntaban algunas de las dificultades previsibles en la adquisición del propulsante. La decisión formal para iniciar el desarrollo se tomó el 11 de agosto, y la designación como INTA S-9 aparece por primera vez en un informe de septiembre de ese año, en el que se relacionaban los trabajos ya realizados y los que estaban en curso.

Para el propulsante se contó con la UEE que ofreció una modificación del GDB-607, que se denominaría GDB-610, en el que los porcentajes de nitrocelulosa y nitroglicerina eran de 58 y 34% respectivamente, además



de la adición de criolita potásica como moderador. La primera dificultad que surgió con este suministro fue que los 100 kg que necesitaba el INTA para el desarrollo era un lote muy exiguo y técnicamente imposible de fabricar con las máquinas industriales disponibles en la UEE, siendo 400 kg el mínimo posible. Finalmente se admitió esta cantidad dividida en sublotes con distintos tipos de estrella. Otro punto importante era la inhibición⁴⁵, que sería uno de los caballos de batalla durante mucho tiempo. Este trabajo lo realizaría el Cetme y, tras varios ensayos, se adoptó un moldeo con acetato de celulosa y poliéster; no obstante se puso en evidencia que este procedimiento era largo y costoso y poco apto para una serie. También se analizó la solución por cinta de etilcelulosa, que era el mismo método empleado en otros cohetes extranjeros, pero no se siguió, quizás por dificultades para su importación⁴⁶. En el encendedor se utilizó acetato con pólvora negra, siguiendo las pautas del INTA S-6.

Para el tubo del motor se encargó a la empresa Eduardo K. L. Earle que presentase muestras con dos de sus aleaciones ligeras: «super-earlumin» y «earcin». Aunque ambas cumplían los requisitos, se seleccionó la segunda opción.

Para la cabeza militar se analizaron dos opciones: con trilita prensada o hexal, que fue la adoptada. El llenado también corrió a cargo de la UEE. La espoleta, denominada M2, se diseñó en el INTA y su fabricación se contrató con el Cetme después de valorar la solución aportada por la empresa Bressel. En cuanto al sistema de aletas se produjeron siete modelos diferentes, de las que no ha quedado ninguna constancia. Los elementos mecánicos de lote se realizaron en los Talleres Generales del INTA⁴⁷.

La UEE suministró el primer sub lote de los 400 kg, con un diseño de estrella de seis puntas, a finales de 1961, que pasaron a su inhibición por el Cetme. Con este material se realizaron unos 197 ensayos en banco estático con los encendedores, también fabricados por la UEE. De estos, 98 lo fueron con cámara probeta de acero y los 99 restantes con aleación ligera, de los que 30 lo fueron con la «super-earlumin» y 69 con «earcin». En estas mismas pruebas se introdujeron varios tipos de inhibición: 17 de acetato, 94 de poliéster, 54 desnitrado y araldite, y 32 de metacrilato. Como resultado de todo ello se seleccionó el «earcin» para el tubo y el metacrilato para la inhibición. Otra consecuencia de estos ensayos fue la necesidad de modificar la estrella, lo que se llevaría a cabo con un primer lote experimental de 500 unidades, que se aprobó en julio de 1963, y de las que la mitad serían inertes.

Para la serie experimental se encargaron tres lotes de 160 kg de GDB-610 con diseños de estrella con seis, siete y ocho puntas, más 800 encendedores. Estos se entregaron con retraso por parte de la UEE, tal que no estuvieron listos para ensayo hasta octubre de 1964. En el tiempo de espera se continuó con los granos del primer lote para realizar la puesta a punto de la inhibición. De los nuevos granos se utilizaron 89 para elegir el tipo de estrella, de los que fueron 9 con la de seis puntas, 10 con siete y 70 con la de ocho, que sería la seleccionada, aunque las otras también se comportaron bien. Además, de estos, 70 fueron con tubo de «earcin» y 19 con «super-earlumin», y todos con metacrilato. También se llevaron a cabo ensayos de interrupción de combustión con el fin de analizar el progreso de la combustión; en la Fig. 1.25 se muestra una foto obtenida a partir de diversas rodajas del grano procedentes de estas pruebas⁴⁸. En resumen, se efectuó un trabajo de selección muy extenso.

Los ensayos de vuelo tierra-tierra se realizaron en la galería de tiro de la Sección de Armamento a finales de 1964, y en ellos se comprobó también el funcionamiento de la espoleta. Las pruebas desde avión con cohetes inertes se llevaron a cabo en ocho vuelos, entre los meses de enero a abril⁴⁹, en el Polígono de Experiencias de Campamento (Carabanchel), desde un C.6 Texan armado con lanzadores Matra-181, con capacidad de 12 cohetes cada uno. Las condiciones fijadas para el ensayo eran una velocidad de 300 km/h, picado de 20°, altura de 120 m y distancia al blanco de 350 m. Los lanzamientos variaban desde tiro a tiro, ráfagas de dos o de ocho. En total se dispararon 96 unidades, con las que se obtuvieron las rosas de dispersión.

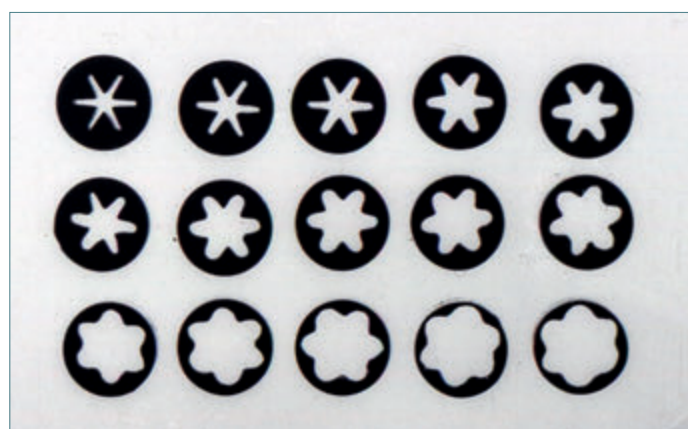


Fig. 1.25. Secciones del grano con combustión parcial. ■

Para las pruebas con cabeza explosiva, los ensayos se efectuaron en el Aaiún⁵⁰, en abril de 1965. En total se lanzaron 68 cohetes, en tiros individuales, por pares y una salva de 36. Los disparos se efectuaron en el desierto sobre dunas, excepto una pareja que se realizó sobre el mar. Los resultados fueron muy satisfactorios.

Tras esta prueba se consideró que se estaba en disposición para pasar a la producción industrial. Todavía quedaban más de 250 unidades del lote experimental contratado, que se emplearon para realizar una demostración ante la Fuerza Aérea

portuguesa que había mostrado interés por este cohete. La visita de la delegación lusa tuvo lugar en el mes de septiembre de 1965, comenzando con una visita al INTA y un posterior desplazamiento al polígono de tiro de las Bardenas, donde se llevó a cabo la operación con el avión C.6. En los dos días anteriores se habían efectuado tiros de entrenamiento. El día 27 se lanzaron 12 cohetes inertes, el 28 fueron 24 inertes y 6 explosivos. En la exhibición final, el día 29, se llevaron a cabo tres vuelos, todos con cohetes explosivos. En el primero se dispararon 12 cohetes en 6 pasadas y en el segundo 36 en salva en una sola pasada, ambos sobre una pirámide de madera. En el tercero fueron otra vez 12 en pares pero contra bidones de gasolina. El resultado, según el informe, fue muy favorable⁵¹. La



Fig. 1.26. Cohete S-9. ■

Fuerza Aérea portuguesa no adquirió el cohete, aunque este se patentó en España y Portugal.

Lotes industriales y revisiones

La fabricación de los primeros lotes corrió a cargo del Cetme. El primero, con un total de 16 092 unidades, se contrató en enero de 1966; un segundo, solo de instrucción, de 850, en enero de 1969; y el tercero, de 6000, en febrero de 1969. El S-9 pasó también a ser dotación del *Saeta* en sus versiones de ataque, C.10B, en servicio a partir 1965 y C.10C *Super Saeta* desde 1973. Para su lanzamiento la Hispano Aviación desarrolló el lanzador HASA 02.37 con capacidad para dos cohetes⁵². Con la retirada del C.6 *Texan* el S-9 solo quedó en dotación en el *Saeta*, siendo su arma principal de ataque.

El Ejército del Aire distribuyó los cohetes por varios polvorines de España y del Sáhara Español. La historia de la faceta industrial del S-9 se complementa con las revisiones posteriores a que fueron sometidas las series producidas. La razón de estas inspecciones surgió cuando en 1973 se tuvo que desarmar un lanzador con varios cohetes en el Sáhara y se encontró que el grano tenía exudaciones y defectos en la inhibición⁵³. Esto motivó el establecimiento de un programa de revisiones periódicas que se inició en octubre de 1974 y continuó hasta junio de 1980. Las actividades de revisión seguían una norma preparada ex profeso y que, básicamente, consistía en la selección de una muestra del lote a revisar, que se extraía en los polvorines y que luego se enviaba al INTA, donde se desmontaban los cohetes y examinaban en su totalidad; algunos granos se utilizaban para análisis químicos y el resto se disparaba en banco a tres temperaturas. Según los resultados, el lote se clasificaba como de consumo «ordinario», «preferente», «inmediato» o «no apto».

En total llegaron al INTA unos quince envíos procedentes de diversas bases. La primera revisión tuvo lugar en octubre de 1974, con 194 unidades de cinco polvorines. En conjunto se puede estimar que se analizaron cerca de 1500 unidades, y si bien las operaciones eran rutinarias, al menos permitieron acumular una considerable experiencia en los propulsores de doble base.

Era frecuente la aparición de exudaciones y despegues locales del inhibidor, aunque estas anomalías no afectaban al comportamiento en banco estático. También se constató que el estado de los cohetes provenientes de la zona sur estaba más degradado. Como resultado de estas revisiones, la mayor parte de los lotes se clasificaron de uso «preferente», una pequeña parte se consideró como de empleo «inmediato», unos pocos como «ordinario», y solo dos lotes como «no aptos».

Las modificaciones y los nuevos lotes

En 1971 se propuso la modificación del S-9 en cuatro puntos: diseño de una cabeza fumígena, inclusión de una pieza de acoplamiento entre la cabeza y el motor, cambio del propulsante y modificación del encendedor. En realidad, el dotarle de una nueva cabeza no era una modificación, sino una capacidad adicional para los cohetes de ejercicio, ya que con los inertes no se apreciaba



con claridad el punto de impacto. Ahora bien, esta cabeza obligaba a la introducción de una pieza de acoplamiento entre ella y el motor, ya que en el modelo original era la propia cabeza la que hacía la función de cierre, lo cual hacía muy difícil su reemplazo⁵⁴. El cambio de propulsante estaba motivado por la conveniencia de unificarlo en los tres cohetes entonces previstos. El S-11, que estaba en desarrollo, llevaba el GDB-613 y para el S-12, que se encontraba en sus inicios, se trataba de usar el GDB-614, de mejores características que los anteriores; por lo que parecía razonable introducir este último en el S-9 en lugar del GDB-610⁵⁵. El cambio del encendedor era muy conveniente por problemas de estanqueidad y además complementario al del propulsante. Por la razón de la capacidad fumígena, a esta nueva versión se la denominó S-9F.

Los planes de mejora se complementaron más tarde con una serie de 2300 cohetes encargada al Cetme en 1973. Algún tiempo después, en 1977, se contrataron 7200 cohetes a Empresa Nacional Santa Bárbara (ENSB) con la misma cabeza de guerra pero con una espoleta mejorada. Los desarrollos de esas tres líneas, en principio independientes, al final terminaron mezclándose; primero, por tratar de extender las modificaciones a las nuevas series; y después por dificultades de diversa índole que fueron apareciendo. Si bien se puede considerar que los tres primeros lotes industriales del S-9 contratados al Cetme, de los que ya hemos hablado, tuvieron un buen comportamiento, no ocurrió lo mismo con las modificaciones, como se pondrá de manifiesto.

La serie prototipo del S-9F consistía en 100 granos, 30 cabezas y 40 cohetes para pruebas. Dada la experiencia, no se vislumbraban excesivas complicaciones en el desarrollo, pero la realidad fue más arisca de lo esperado. En diciembre de 1971, la ERT entregaba 25 granos con el nuevo que fueron inhibidos por el Cetme, con la única variante de incrementar a 1,5 mm el espesor de la inhibición, que seguía siendo metacrilato fundido. La razón de este aumento era prevenir la emigración de nitroglicerina detectada en los programas de revisión, aunque como inconveniente se disminuía la masa del propulsante de 220 a 203 g, si bien las mejores propiedades del GDB-614 lo compensarían. Sin embargo, en las pruebas banco realizados con estos granos en 1972 aparecieron resultados anómalos por lo que tuvieron que rechazarse⁵⁶. Esta situación hizo que se considerase que ese propulsante todavía no estaba lo suficientemente desarrollado y que se sustituyera por el GDB-613, que equipaba el S-11, por lo que se solicitó a ERT un nuevo lote en septiembre de 1973, casi dos años más tarde de la entrega de los anteriores. Estos nuevos granos no llegaron hasta los primeros meses de 1975, otros dos años más, y se inhibieron en mayo de 1975, finalizando las pruebas en banco en septiembre, pero con algunos problemas con el encendedor. Este elemento, por su parte, se había rediseñado completamente, y si bien se habían efectuado ensayos para analizar su comportamiento con los granos de los lotes provenientes de las revisiones, la validación tuvo que esperar a la entrega de los mencionados granos con la GDB-613. Con estos, los resultados de las pruebas obligaron a hacer varios retoques en el diseño hasta alcanzar un comportamiento satisfactorio. Como consecuencia de todas estas dificultades, los ensayos de tiros tierra-tierra con los S-9F se demoraron hasta enero de 1976 y los de vuelo con el *Saeta* en las Bardenas Reales hasta febrero.

La cabeza fumígena no ofreció problemas. Esta consistía en una envuelta de plástico que alojaba dos ampollas de cristal con dos líquidos (ácido clorosulfónico e hidróxido sódico) más un contrapeso de plomo. Los líquidos, al entrar en contacto entre sí tras la rotura en el impacto, generaban una nube de humo. A finales de 1973 se iniciaron las pruebas estáticas en tierra, pero no se pudo continuar con los ensayos tierra-tierra y vuelo por carecer de los nuevos cohetes. En estas circunstancias se utilizaron S-9 de los lotes iniciales con el añadido de la pieza suplementaria, y en la primavera de 1974 se realizaron las primeras pruebas tierra-tierra y las de vuelo en julio de ese mismo año. En ese momento se estaba ensayando un híbrido entre el S-9 inicial y el modificado, y hubo que esperar hasta febrero de 1976, tal como hemos explicado en el párrafo anterior, para las pruebas finales.

En definitiva, es en febrero de 1976 cuando se cumplimenta oficialmente el proceso de desarrollo del S-9F; habían transcurrido más de cuatro años. La mayor parte de los problemas habían sido causados por el grano propulsante, bien por problemas intrínsecos, bien porque series tan exiguas eran de difícil encaje en los planes productivos de las empresas. A partir de entonces al producto resultante se le designa como S-9M, dando a entender que podía llevar tanto la cabeza fumígena como la antigua de guerra.

Todos estos retrasos tuvieron una trascendencia añadida, pues como hemos dicho, el Ejército del Aire había contratado con el Cetme en 1973 una serie de 2300 cohetes S-9F⁵⁷, que estuvo paralizada a la espera de finalización del proceso de mejora en 1976. Para complicar más la situación, el fabricante del tubo, la empresa Earle⁵⁸, cerró sus instalaciones sin que hubiera otro suministrador nacional. Por ello, hubo que acudir a la compañía francesa Pechiney, que suministró una partida de tubos en 1978⁵⁹. Una parte de ellos se entregó al Cetme y otra a ENSB, a la que se había contratado 7200 unidades del S-9M en 1977. Había por tanto dos series en paralelo; producidas por dos fabricantes; con un único suministrador para los granos, que era ERT; y con el mismo material para los tubos.

ENSB, a la que se había solicitado una serie piloto de 550 unidades, planteó el proceso como una producción en serie, en la que intervenían varias empresas del INI, tales como Enosa, y las Fábricas Militares de Toledo, La Coruña y Granada. La fabricación avanzó regularmente durante 1978, pero en el proceso de inhibición del lote por Cetme se encontraron defectos importantes en los granos, por lo que estos tuvieron que reponerse.

En julio 1979 el Cetme presentó su serie, que se rechazó tras una explosión en banco. Como consecuencia devolvió el lote de granos a ERT para una nueva presentación. En cuanto al lote piloto de la ENSB, se repitió el problema. La causa parecía apuntar a que el propulsante tenía unas cavidades filiformes, detectadas en las radiografías, que nunca antes habían aparecido. La situación se tornó muy complicada, ya que por esas fechas este tipo de cohete tenía muy poco interés operativo, lo que condujo a la práctica paralización de los trabajos. En julio de 1980 tuvo lugar un último intento que pasaba por la modificación del propulsante con nuevos aditivos, tal como había propuesto ERT; no obstante, y dada toda la problemática arrastrada, ello aparejaba un nuevo programa completo de desarrollo, con la posibilidad de tener que realizar cambios otra vez en el motor.

En estas circunstancias, y dado que el interés por este tipo de arma había decaído en el Ejército del Aire, pues ya empezaban a estar obsoletos, en general, los cohetes aire-tierra, el Mando de Material del Ejército del Aire dio por terminados los trabajos en marzo de 1982.

A la vista de todo lo expuesto, es algo sorprendente que este cohete, en cuyo desarrollo inicial solo se presentaron los problemas ordinarios en este tipo de trabajos, terminase en una situación tan difícil en su mejora; más aún cuando las capacidades tecnológicas habían evolucionado positivamente. En todas estas nuevas dificultades tuvieron un papel destacado los problemas con el propulsante; y la idea, aparentemente buena, de usar un mismo tipo para los tres en curso terminó por no ser la adecuada.

EL COHETE INTA S-11

Dentro del programa de nacionalización de armamento, el S-11 cumplía el objetivo de sustituir al FFAR 2.75", cohete aire-tierra en servicio en el Ejército del Aire y de uso extendido por todo el mundo. El FFAR tenía la cámara de combustión de aleación ligera, enchavetada circularmente a la pieza de cabeza y a la trasera, con cuatro toberas y cuatro aletas desplegadas que se abrían por efecto de un vástago accionado por los gases de la presión del motor. El propulsante era una doble base inhibida por encintado de etilcelulosa, el iniciador estaba encerrado en una cápsula metálica y se prolongaba por una varilla interna recubierta de sales cuya misión era estabilizar la combustión y evitar el reencendido de los gases a la salida del lanzador⁶⁰. En comparación, el S-11 mantenía el diámetro, 70 mm, con un propulsante también doble base pero inhibido en colada, la cámara en aleación ligera, pero con chavetas laterales en las piezas de cabeza y trasera, una sola tobera, y ocho aletas desplegadas por un mecanismo de muelle. Un requisito para el S-11 era su compatibilidad con los lanzadores del FFAR.

Descripción y desarrollo

Conceptualmente el S-11 seguía el mismo diseño que el S-9. El sistema de aletas consistía en ocho unidades que se abrían forzadas por un empujador con un muelle; la tobera era única y dotada de deflectores para inducir un giro axial; grano similar, al igual que la inhibición e iniciador. La mayor diferencia estaba en la sujeción del tubo a los extremos, que en el S-9 era por una rosca y en este se efectuaba con cuatro chavetas laterales. A pesar de las similitudes, existía un efecto de escala más desfavorable por el mayor tamaño. En la Fig. 1.27 se presenta un plano del cohete en el que se corrobora lo dicho, y en la Fig. 1.28 una unidad con las aletas desplegadas.

El grano disponía de un conducto central en estrella de ocho puntas, tenía un peso de 2,57 kg, una longitud de 652 mm y un diámetro exterior de 62 mm, e inhibido por moldeo en poliéster. El motor producía un empuje de 5,5 kN durante 1 s de tiempo de combustión. La longitud total del cohete, con la cabeza explosiva, era de 1333 mm, y su masa, de 10,6 kg.

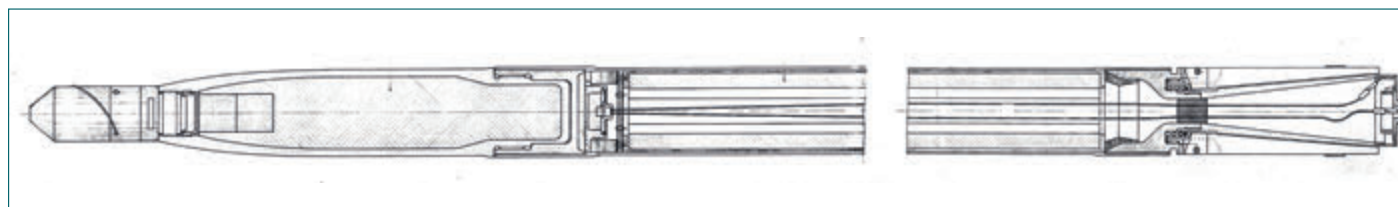


Fig. 1.27. Plano Cohete S-11. ■



Se proyectaron tres cabezas, una de instrucción, una segunda explosiva y una tercera de carga hueca. La primera de ellas era inicialmente inerte, pero posteriormente se le introdujeron componentes fumígenos para los ensayos de las espoletas. La masa del explosivo de la segunda era de 1 kg en hexal. Posteriormente, se diseñó una cuarta con bengala interior, para su uso como cohete de pruebas en El Arenosillo. Para la espoleta, en principio se contrató con la empresa italiana Fratelli Borletti por intermedio de la española Bressel, que propuso la FB-225C. Más tarde habría otras alternativas.

La adaptación al lanzador del FFAR dio algunos problemas, pues, como ya hemos dicho, el procedimiento de apertura de las aletas seguía conceptos diferentes en cada uno. La forma de anclaje consistía básicamente en una uña de presión que sujetaba al cohete, y que estaba diseñada de acuerdo con los huecos que dejaban las aletas del cohete americano; como estas eran diferentes en el S-11 se tuvo que rediseñar la pieza que las soportaba, la cual originariamente se parecía a la del S-9. De los lanzadores, el más común, el LAU-3/A, era desechable tras un cierto número de disparos; y dado el interés en disponer de uno de uso continuo se contrató posteriormente un nuevo modelo con la empresa Hispano Aviación.



Fig. 1.28. Cohete S-11. ■

El desarrollo del S-11 comenzó en octubre de 1966⁶¹, mediante un convenio entre el Ejército del Aire y el INTA, que encargó el grano a ERT y la inhibición al Cetme. El propulsante seleccionado fue el GDB-610 y la inhibición con metacrilato; en todo se seguían las mismas pautas que con el S-9. El diseño estaba ya realizado en marzo de 1967, comenzándose las gestiones para la adquisición de los materiales. El primer cambio provino de ERT, que propuso la sustitución del GDB-610 por el GDB-613, que tenía 58,5% de nitroglicerina y 32,8% de nitrocelulosa; y que se definió en junio de ese año. Para el suministro del tubo, cuyo material era la aleación ligera AZ5GU, se contactó con la empresa Eduardo K. Earle, que entonces era el productor de los del S-9; sin embargo, la extrusión de los nuevos

tubos era más difícil, en razón del tamaño y las deformaciones residuales, por lo que sus instalaciones no eran las adecuadas. Al final, la fabricación la llevó a cabo Aluminio de Galicia. El lote prototipo se construyó íntegramente en el INTA; en total fueron 200 unidades producidas en una cadencia discontinua con el fin de incluir las modificaciones, especialmente las provenientes de las pruebas balísticas.

El primer ensayo del motor se realizó en el antiguo banco de la Sección de Armamento, en 1968, que se continuó con los de proyecto, para ajuste de la tobera, y los de calificación, usando cámaras probeta y reales. En 1969, se pasó a las pruebas tierra-tierra que se efectuaron en las instalaciones del Cetme en Paracuellos del Jarama. Todas fueron satisfactorias.

En 1970 se consideró terminado el proyecto, aunque no se llegaron a efectuar lanzamientos desde avión⁶², y se redactó el Pliego de Prescripciones Técnicas para una serie industrial⁶³, que fue contratada a Expal por 6000 unidades, de las que las primeras 500 tendrían la consideración de lote piloto.

A principios de 1973, se efectuaron ensayos con las espoletas FB-225C en Bardenas y en Paracuellos con un total de 19 disparos. Los resultados fueron satisfactorios.

Las series de producción industrial

La construcción de este cohete demostró las carencias y dificultades en la industria española para acometer este tipo de productos. A pesar de los esfuerzos realizados no fue posible fabricar en España los tubos de aleación ligera, continuaron los problemas con los propulsores, aunque en menor medida, y el problema de la inhibición también persistió. La cruda realidad fue que el primer lote tardaría en presentarse cinco años y además acabó rechazado. En paralelo, se introdujeron sucesivas mejoras en el diseño y en los procesos de fabricación, pero si bien los productos finales eran bastante mejores, todavía quedaban algunos problemas. A todo ello se unió que el cohete de 70 mm, como arma de ataque a tierra, terminó su vida operativa por el riesgo a que se exponía el avión atacante. Quedó como arma de helicóptero y para aplicaciones muy puntuales⁶⁴.

El serie industrial contratado con Expal en 1970 consistía en 6000 unidades, de las cuales los primeros 500 cohetes tenían el carácter de lote prototipo para permitir a la empresa poner a punto los procesos productivos y asegurar la posterior capacidad del resto. En ese lote habría 300 dotados con cabezas explosivas y los otros 200 con fumígenas. Los suministradores serían los

mismos que en el desarrollo, excepto para la inhibición, antes realizada por el Cetme y que pasó a ERT siguiendo los mismos procedimientos.

La primera dificultad que apareció correspondió al tubo del motor, elemento decisivo y crítico, que fue el causante de la mayoría de los problemas. En la serie de desarrollo, como ya hemos explicado, estos fueron proporcionados por la empresa Aluminio de Galicia, que producía la aleación en su factoría de Sabiñánigo y los extruía en la de Amorebieta. La aleación empleada correspondía a la denominación francesa AZ5GU, equivalente a la L-371 en la denominación española. Los tubos resultantes tenían una longitud de 3600 mm y de cada uno se obtenían por corte cuatro partes que luego se mecanizaban exteriormente hasta los 70 mm requeridos, quedando un espesor de pared mínimo de 2 mm, que era un valor crítico. Para la serie industrial se mantuvo el suministrador, que presentó un primer lote, en la primera mitad de 1972 con los que se mecanizaron las cámaras de combustión. En las pruebas de aceptación a presión hidráulica se produjeron roturas a presiones inferiores a la establecida, lo que se achacó a un debilitamiento del espesor del tubo, los 2 mm antedichos. La empresa preparó un segundo lote en noviembre de ese año, que no llegó a presentar a recepción, pues su propia inspección lo había rechazado previamente. Lo mismo sucedió con un tercero en enero de 1973, pues la materia prima no tenía la calidad exigida para esa aleación. Ante esta circunstancia, que ponía en entredicho la viabilidad del cohete, Expal se vio obligada a importar de Francia, a través de la misma Aluminio de Galicia, un lote de tubos en AZ8GU, de calidad superior a la anterior. La importación se efectuó en 1974 de la empresa Pechiney. En total, se habían perdido casi tres años por esta causa. En cuanto a Aluminio de Galicia, desmanteló sus instalaciones de extrusión y no se volvió a intentar una nueva fabricación de ese elemento⁶⁵.

Lote piloto I

Superadas las pruebas del motor en banco, Expal presentó las primeras 20 unidades en el mes de mayo de 1974, como prototipos de demostración, los cuales se ensayaron en tiros tierra-tierra en el polígono de Paracuellos. Se realizaron lanzamientos sobre blanco desde un tubo unitario y se comparó con el FFAR en las mismas condiciones. Los resultados fueron buenos, incluso más favorables para el S-11 en cuanto a la precisión, lo cual era debido a los deflectores de chorro⁶⁶. El lote propiamente dicho se presentó para recepción en 1975. Habían transcurrido cinco años desde que se inició la fabricación y los problemas que se habían encontrado no solo se referían a lo dicho sobre el tubo, sino que también hubo dificultades con otras piezas, dificultades con los tratamientos superficiales, así como falta de medios propios para ensayos tecnológicos de desarrollo, producción y control⁶⁷.

Sin embargo, todo el proceso de recepción se interrumpió al producirse una explosión en el banco de ensayos. Como consecuencia, la Comisión Receptora⁶⁸ rechazó el Lote, autorizándose a Expal una nueva presentación, pero con la salvedad de que se le aplicaría un nivel de inspección riguroso, en vez del normal.

Tras el rechazo del que ahora pasaría a definirse como Lote I, y antes de la presentación del Lote II, se llevó a cabo una investigación muy extensa con el fin de averiguar la causa de la explosión. Era explicable que tanto la empresa como el INTA y el Ejército del Aire desearan aclarar la situación; para ello se puso a disposición del INTA la totalidad del Lote I para que se realizase una investigación a fondo. Se desmontaron todos los cohetes restantes, se repitieron las radiografías de los granos en las instalaciones del Departamento de Materiales del INTA, y se inspeccionó el resto del piecerío. A continuación se llevaron a cabo entre cincuenta y cien ensayos a las tres temperaturas requeridas (-30°, 20° y 40°) con motores completamente controlados, e incluso en algunos se provocaron defectos en la inhibición para ver las consecuencias. El resultado era que de forma impredecible se producían explosiones durante el proceso de combustión, nunca al inicio, sin que se apreciase ninguna alteración previa en los registros de presión y empuje; la rotura era súbita y en los restos que se recogían tras las explosiones no había indicios de grietas en el grano⁶⁹. No fue posible determinar si la causa estaba en un defecto del propulsante o si se localizaba en la cámara de combustión. Estadísticamente el problema tenía una incidencia aproximada de 1 de cada 15 motores. La anomalía también se producía en las 50 unidades S-11 que se habían entregado a El Arenosillo para su uso como cohetes de entrenamiento⁷⁰.

Lote piloto II

Con el fin de asegurar la calidad de este segundo lote y para tener un pleno conocimiento de su estado, INTA llevó a cabo directamente la inspección en fábrica, y se recibieron todos los elementos antes de la presentación formal del lote, que es cuando se daba entrada a la Comisión de Recepción. En los exámenes previos hubo algunos problemas, especialmente en la parte propulsora, pues aparecieron retardos en la iniciación de la combustión, hecho posiblemente achacable a los encendedores, y algunos otros menores, aunque ninguno crítico.



Una vez presentado el lote en el mes de 1976, se llevaron a cabo todas las pruebas requeridas, sin que se encontrase ninguna claramente adversa, ni en el banco estático ni en los tiros tierra-tierra. No obstante, la Comisión Receptora⁷¹ consideró que el lote no tenía la suficiente fiabilidad como para pasar a lanzamientos en vuelo, recomendando que se emplease para su uso en tierra, para lo que se propuso un plan de experimentación, que incluyera las pruebas de las espoletas⁷². La situación era crucial y ante la duda de cómo proseguir se pusieron de manifiesto dos posturas: una, la del INTA, que quería seguir con la experimentación del cohete; otra, la de la Jefatura de Armamento, que veía que su deseo de tener un arma nacional operativa no se cumplía. Como resultado, se comunicó al INTA, en febrero de 1977, que quedaban suspendidos los trabajos del cohete S-11. Asimismo, se autorizaba a Expal para que continuase por su cuenta la investigación y desarrollo de un cohete de 70 mm⁷³. Posteriormente, y en razón a las mejoras, modificaciones y otros acuerdos, todos los cohetes de este Lote II se emplearon en pruebas tierra-tierra, una parte en El Arenosillo y otra en el polígono de El Teleno, sin que se produjese ninguna explosión, ni en estos ensayos ni en ninguna de las variantes o versiones posteriores⁷⁴. Aunque no se dispone de una cifra precisa, se debieron de disparar en total más de 600 motores, todos con el mismo tipo de grano propulsante, sin presentarse más incidencias que las ocurridas en el Lote I; lo cual hacía plausible conjeturar que la causa de las explosiones estuviese en algún punto del proceso de fabricación del tubo motor, que posteriormente no volvería a repetirse⁷⁵. Lamentablemente, todo esto lo sabemos *a posteriori*, pero en la realidad, el futuro del S-11 se frustró, a pesar de los intentos posteriores de revitalizarlo, como expondremos a continuación.

Como inventario, debía de quedar en Expal gran cantidad de piecerío, así como los tubos para unas 6000 unidades. Por parte de ERT se habían extruido 2000 granos, de los cuales la mitad estaban inhibidos y parte utilizado en los lotes y pruebas antedichas.

El S-11M

El S-11M pretendía ser una mejora del diseño inicial, y prácticamente se inició casi a la terminación del proyecto, ya que se contrató en 1971, corriendo sus trabajos en paralelo con los relativos a los efectuados con los lotes industriales. Había varias razones que justificaban las modificaciones. La primera radicaba en la unificación de los propulsores usando el GDB-614, que era el del S-12, y que en principio mejoraba el GDB-613, lo cual también se pretendía con el S-9. Por otra parte, el iniciador del S-11 era susceptible de mejora, así como la sustitución de las cuatro chavetas de fijación del tubo de la cámara de combustión a las piezas de cabeza y tobera por otra solución más fácil y económica. Finalmente, también se analizaron nuevos sistemas de aletas basados en cuatro retráctiles lateralmente por varios mecanismos. Otro asunto a solucionar era la compatibilidad del S-11 con los lanzadores existentes de procedencia norteamericana⁷⁶, que resultó ser más compleja de lo previsto, así como con los contratados con CASA⁷⁷.

El plan era preparar 100 granos de los que una gran parte se utilizaría en ensayos de banco, bien con cámaras probeta o con cámaras reales. En total serían 40 motores, utilizando los restos de los tubos con los que se había construido la serie prototipo en el INTA, o bien tubos procedentes de la importación hecha por Expal a Francia⁷⁸.

Verdaderamente todos estos trabajos quedaron en poco. El propulsante GDB-614 no resultó adecuado, como ya se ha explicado con el S-9F, y que se expondrá más adelante con el S-12, por lo que hubo que rechazar el cambio. El nuevo encendedor mejoraba el original, tanto que en 1973 se pensó en introducirlo en la serie que estaba en preparación por Expal, aunque se desestimó para no incluir cambios adicionales. Para la unión del tubo se analizaron la chaveta circular, similar a la usada por el FFAR, y la solución roscada. Ambas demostraron ser satisfactorias, aunque se recomendó la segunda. En cuanto a las nuevas aletas, cabe decir que se construyeron varios prototipos que se ensayaron en El Arenosillo, en marzo de 1975, con resultados no muy convincentes.

Las actividades del S-11M se diluyeron durante algunos años, quizás absorbidas por la problemática de los Lotes I y II, y no reaparecerían hasta octubre de 1977, en relación con la nueva versión S-11B.

El S-11B

A finales de 1977, Expal, a pesar de la paralización de los trabajos decidida por el Ejército del Aire, mostró gran interés otra vez por el S-11, e influyó en que se reactivasen las mejoras estudiadas para el S-11M ya comentadas⁷⁹. El resultante se designó como S-11B, aunque este nombre viene de que en los análisis de la unión del tubo con las piezas de tobera y cabeza, a la solución con chavetero circular se la denominó «A», y a la de rosca «B», y como esta última fue la adoptada, el calificativo B se añadió al original S-11⁸⁰.

El plan de trabajo consistía en rehacer la documentación, inhibir 350 granos, asistir a Expal en el establecimiento de unas inspecciones y fabricar 300 unidades⁸¹, y realizar pruebas con las espoletas. La idea era tener este lote en junio de 1979.

En 1978 se presentaron ya piezas a recepción y a mediados de 1979 los granos inhibidos. En los ensayos de estos en banco estático se produjeron varias anomalías, achacables a la inhibición todavía por moldeo, aunque ya Expal tenía a punto la técnica del encintado que aplicaría más tarde en los motores de la bomba freno- acelerada (PFA) que se tratará posteriormente. En vista de ello, Expal rehízo el lote y lo volvió a presentar a finales de ese año, iniciándose la recepción aunque no se llegó a concluir a petición de la empresa, que solicitó emplear en otros proyectos propios de la empresa todos los granos que aún quedaban de los 2000 fabricados por ERT en 1972⁸². Se acordó que ERT fabricaría un nuevo lote de granos, pero eso no se llevó a cabo. A partir de esa fecha el proyecto prácticamente se paralizó⁸³.

La orden cancelando los trabajos del cohete S-11, así como los del S-9, tenía fecha de 15 de marzo de 1982, y provenía del director general de Mantenimiento del Mando de Material del Ejército del Aire. Ahora bien, como ya hemos advertido, hacía ya más de dos años que las actividades eran casi nulas.

Ensayos en vuelos tierra-tierra

Una buena parte de los cohetes de los lotes rechazados se utilizó en lanzamientos desde tierra, bien para analizar el comportamiento propio del cohete, la compatibilidad con el lanzador, o para los ensayos de las espoletas. Los campos de tiro utilizados fueron El Arenosillo, donde se empleaban los medios e instrumentación propios, y el Polígono de El Teleno, del Ejército de Tierra⁸⁴, con la asistencia del Regimiento Lanzacohetes de Astorga (RALCA) y equipos del Polígono de Experiencias de Carabanchel.

Ensayos de espoletas

La primera espoleta seleccionada para el S-11 fue la FB-225A, que la empresa italiana Borletti desarrolló a partir de otras existentes adaptándola a su perfil de vuelo. En 1968 se solicitó una importación de 12 unidades, cifra que posteriormente se elevó a 75, con la nueva designación FB-225C, parte de las cuales se ensayaron con la serie prototipo en 1973. Por otro lado, el FFAR utilizaba la M-427, en cuyo posible uso también se pensó, aunque el nivel de aceleraciones en la fase propulsada era diferente en ambos cohetes. Y como tercera opción apareció la B-70, diseñada por Bressel, aunque nunca se ensayó con este cohete sino con el S-12. Otro criterio a considerar para la elección de la espoleta era intentar su compatibilidad con este último.

Las seguridades de una espoleta tienen como primera función el impedir cualquier funcionamiento accidental durante las operaciones de almacenamiento, montaje y carga del cohete; para ello están dotadas de uno o varios pasadores que inmovilizan las piezas de la misma. Una segunda función es que una vez retirados esos pasadores, que se suele hacer en la cabecera de pista antes del despegue, la espoleta siga en estado seguro no solo hasta el momento de lanzamiento, sino también hasta que el cohete se haya separado una cierta distancia del avión, que es cuando pasa al estado de armado y queda lista para activarse en el impacto. La comprobación en tierra de estas funciones se hace con dos ensayos; uno, disparando el cohete contra un blanco situado a una distancia inferior a la estimada como de seguridad, y verificando que la espoleta no se activa al impactar en ese blanco, esto es, que está aún en estado seguro. El otro, haciéndolo contra un espaldón del terreno a gran distancia y verificando que la espoleta funciona. Para el primer ensayo se empleaba una cabeza semi-inerte con el multiplicador y un elemento fumígeno, tal que permita visualmente determinar si había funcionado o no. Para el segundo puede ser esta misma cabeza o bien una real⁸⁵.

La primera campaña de tiro se llevó a cabo en noviembre de 1978, en El Teleno, con la ayuda del RALCA y la asistencia del Polígono de Experiencias de Carabanchel, que prestó equipamiento para medir la velocidad del cohete en su trayectoria⁸⁶. Los cohetes utilizados provenían del Lote II con cabezas semi-inertes, preparadas por Expal. Se probaron las espoletas FB-225C y la M-427. El resultado fue que la primera era adecuada, mientras que no la segunda, debido a la diferencia entre los perfiles de aceleración-tiempo entre los cohetes S-11 y FFAR⁸⁷. El blanco tenía una dimensión de 4x4 m, constituido por madera de 30 mm de espesor reforzada por dural de 2 mm, y se situaba a 80 m del lanzador. El espaldón del terreno se encontraba a unos 500 m del mismo punto.

La segunda se realizó en junio de 1979, también en El Teleno, y en ella se ensayaron cohetes S-11 y S-12. Se emplearon las M-427 modificadas por Expal en dos condiciones. Se dispararon 13 cohetes, siete contra el espaldón y nueve contra el blanco. La prueba no fue positiva, pues la espoleta se armaba demasiado pronto.



Lanzamientos en El Arenosillo

Se realizaron dos campañas, también con cohetes procedentes de los lotes rechazados; una en marzo de 1975 y otra en septiembre de 1976.

En la primera se lanzaron seis prototipos del S-11M con un nuevo sistema de aletas, con resultado negativo. En la segunda se efectuaron lanzamientos de dos tipos: unos con un tubo de 5 m fijado en la rampa Nike para determinar la trayectografía; y otros desde el lanzador de avión LAU 3/A de 19 alvéolos en ráfagas y en tiro a tiro.

Para los tiros con elevación se fijaron los valores de 16° y 80°, empleándose los radares de seguimiento para obtener la trayectoria. Con el fin de facilitar la operación se preparó una cabeza bengala, similar a la usada en el FFAR, que se muestra en la Fig. 1.29; y en la Fig. 1.30, un cohete de la serie con la misma cabeza, aunque también se emplearon otros con cabezas normales inertes.



Fig. 1.29. Cabeza bengala del S-11. ■



Fig. 1.30. Cohete S-11 de la serie con cabeza bengala. ■

En los tiros con elevación a 16° se obtuvo un apogeo de 6 km y un alcance de 5,4 km. En total fueron seis ejemplares. Para los de 80° se utilizaron 16, obteniéndose un apogeo aproximado de 7 km. También se ensayaron cohetes con un sistema de aletas con despliegue en «teja», similar al del S-12.

En las pruebas con el LAU-3/A se usaron 58 cohetes entre ráfagas y tiros simples. Se debieron de disparar unos 80 en total. En estos ensayos el lanzador se fijaba a un potro anclado en el suelo con un ángulo de elevación de unos 16°, y el encendido se efectuaba por el propio intervalómetro. En estos tiros solo se obtenían registros fotográficos.

Además, se quedó una partida sobrante en el campo, que utilizaron como cohetes de prueba, de los que hay registrados 13 lanzamientos en 1978 y 12 en 1979.

EL COHETE INTA S-12

El S-12 es el último de los cohetes de la serie «S». La propuesta de desarrollo partió del INTA como continuación de las S-9 y S-11, aunque respondía a un acuerdo previo entre el INTA y el Servicio de Armamento⁸⁸. Ahora bien, esos dos últimos pretendían sustituir a cohetes extranjeros en servicio en el Ejército del Aire, mientras que el S-12 sería completamente nuevo. No obstante, en otros países había algunos similares que servían de referencia, tales como el *Zuni* y el HVAR, ambos norteamericanos de 5" (125 mm), y el francés Thomson Brandt de 100 mm, calibre que se adoptaría para el S-12⁸⁹.

El trabajo se inició en 1969 y se pretendía completar el proyecto antes de finales de 1971, incluyendo prototipos de las cabezas, aletas y un motor para banco así como una preserie de vuelo de 100 unidades⁹⁰. La realidad demostraría que se avanzó con rapidez en las partes mecánicas y en las cabezas de guerra, pero el propulsante dio graves problemas, tanto que retrasaron los primeros ensayos en banco hasta 1975 y los de vuelo a finales de 1977.

Descripción general

El cohete seguía las pautas generales de la serie⁹¹. Para el tubo se eligió acero, ya que no se disponía de tubos de aleación ligera de esas dimensiones. Como sistema de alas se estudiaron dos modelos, ambos con cuatro aletas retráctiles, uno con un plegado lateral, tipo «teja», con una sola tobera, y otro tipo cuchilla con cuatro toberas.



Fig. 1.31. Cohetes S-12. ■

Como cabezas se proyectaron una antipersonal, otra de carga hueca y una tercera mixta. Para la primera se pretendió usar la misma espoleta que en el S-11, la FB-225C fabricada por Borletti, pues el comportamiento dinámico en vuelo era similar en ambos; posteriormente, Bressel desarrolló la B-70 como alternativa. Para las de carga hueca y la mixta el INTA comenzó a estudiar una espoleta piezoeléctrica, pero que no pasó de la fase de diseño. En la Fig. 1.31 se muestra una foto con dos cohetes con la cabeza antipersonal, uno de ellos seccionado.

La cabeza antipersonal se ensayó a troceo y fragmentación en las instalaciones del Laboratorio Químico Central de Armamento de La Marañosa (LQCA). No se llegó a efectuar ninguna experiencia de penetración con la de carga hueca.

El cohete tenía una masa total de 47 kg y una longitud de 2,28 m en su configuración antipersonal.

A diferencia de los otros dos cohetes de la serie, para el S-12 no existía ningún lanzador disponible, por lo que se contrató con la Hispano Aviación uno de seis tubos, que recibió la denominación de Lanco 06/100.

Motor del S-12

La cámara de combustión era de acero F-125 extruido y luego mecanizado al que se acoplaban las piezas delantera y trasera mediante roscas. La empresa suministradora fue Tubacex, que entregó las primeras unidades en 1972. La fabricación de la serie de desarrollo se contrató con Expal. La puesta a punto de estos procesos fue laboriosa, pues la extremada esbeltez del tubo y el pequeño espesor de la pared obligaban a realizar un tratamiento térmico intermedio para evitar las deformaciones. Por todo ello, hasta septiembre de 1973 no se inició la serie cuyos trabajos se prolongarían hasta mediados de 1974.

Por parte del propulsante las cosas fueron más difíciles. La formulación elegida era una doble base que provenía de una colaboración entre el INTA y la UEE y que en todas las pruebas previas de laboratorio mejoraba las características de la anterior GDB-613, usada en el S-11. Se la designó como GDB-614. En 1971 se llevó a cabo la extrusión de los nueve primeros granos, que no resultaron aptos por su heterogeneidad, alta velocidad de combustión y defectos dimensionales en la estrella. Los problemas continuaron en los sucesivos intentos, hasta que a finales de 1973 se empezó a considerar que la GDB-614 no estaba todavía lo suficientemente desarrollada para su uso industrial, por lo que la solución sería volver a la ya conocida GDB-613. La decisión se tomó en 1974, pero hasta 1975 no empezó UEE a entregar los granos con esta formulación, que pasaron al Cetme para la inhibición. Pero esta operación también presentó problemas, ya que por el tamaño de los granos (1,2 m longitud y 90 mm de diámetro) la extrusión era difícil y casi todos adolecían de deformaciones radiales, lo que hacía casi imposible utilizar un molde como se había hecho con los S-9 y S-11. Al final, el proceso se tuvo que realizar aplicando la inhibición por medio de una brocha, previa mecanización para la limpieza y rectificación del grano, con control posterior del espesor de la capa inhibidora. El procedimiento era apto para una serie prototipo pero no para una industrial. Se volvía a echar en falta el método del encintado. Una vez resueltas estas dificultades, se pudieron llevar a cabo los ensayos en banco en 1976 y 1977 con resultados muy favorables, tanto que no llegaron a utilizarse las 40 unidades previstas para estas pruebas, prefiriéndose dejarlas para vuelo. El encendedor empleado era de pólvora negra, al igual que en los otros cohetes, pero, precisamente por la experiencia con estos, en el diseño se puso un cuidado especial con la estanquidad del conjunto.

Primeros ensayos en vuelo tierra-tierra

El proyecto inicial, como ya hemos expuesto, contemplaba dos sistemas diferentes de alas. Se prepararon tres vehículos con cada modelo, los cuales se ensayarían en vuelo desde El Arenosillo en junio de 1977⁹². Ambas versiones funcionaron correctamente. Finalmente, la elección recayó en el modelo con tobera central y cuatro aletas de apertura lateral en teja, fundamentalmente por razones económicas⁹³.

En marzo de 1978, también desde El Arenosillo, se lanzaron 20 vehículos más con dos tipos de cabezas: la antipersonal y la mixta, aunque obviamente lastradas. Se realizaron dos tipos de pruebas: las de trayectoria libre, desde un tubo acoplado al lanza-



Fig. 1.32. Salida de un S-12 en trayectoria balística desde la rampa Nike. ■

de armas nuevo, se hacía precisa su homologación completa, la cual pasaba por la selección del avión y las configuraciones de vuelo; aunque previamente se tenían que efectuar las del cohete, luego la del lanzador y finalmente las del conjunto de ambos.

En resumen, el proyecto se había prolongado unos siete años, de los cuales casi cinco lo habían sido a causa del motor, y muy especialmente por el grano propulsante. En descargo de estos retrasos hemos de considerar que aquellos planes iniciales fueron excesivamente optimistas.

Series posteriores y ensayos

En septiembre de 1978, el Servicio de Armamento contrató al INTA un lote experimental de 200 unidades con 20 granos adicionales para ensayos en banco. La finalidad era ampliar los ensayos tierra-tierra, adaptar la espoleta, ensayar la cabeza a troceo y todo el proceso de integración del cohete en el avión⁹⁴. Los contratistas fueron los ya conocidos: ERT, Cetme y Expal, aunque la mecanización de los tubos se realizaría en los Talleres Generales del INTA. La inhibición seguía siendo por el proceso artesanal de aplicación por brocha.

La fabricación no presentó ningún problema. Aparte de las pruebas en banco estático, la mayor parte de los cohetes se emplearon en ensayos de vuelo en tres campañas de tierra.

Primera Campaña en El Teleno

La primera campaña se llevó a cabo en junio de 1979, en la que como ya hemos explicado también se ensayaron cohetes S-11⁹⁵. En total se lanzaron 22 cohetes S-12. De ellos, dos estaban dotados con cabezas bengala para comprobar su funcionamiento. El objeto principal era verificar el funcionamiento de la espoleta FB-225 de Borletti. Para ello, el resto de las cabezas, que eran de tipo antipersonal, estaban dotadas del multiplicador real y cargadas con material fumígeno para visualizar los efectos de sus seguridades y activación.



Fig. 1.33. Tiro en ráfaga desde el Lanco 06/100. ■

dor Nike, con el fin de obtener la trayectografía y así comprobar las características del cohete; y las operativas con el lanzador Lanco 06/100. Se efectuaron los tiros balísticos con elevaciones entre 30° y 75°, y con el Lanco en las modalidades de tiro a tiro y ráfaga. El máximo alcance, para una elevación de 45°, era de 11 km, y la altura máxima para los 75°, de unos 6 km. En la Fig. 1.32 se muestra el momento de la salida desde la rampa Nike; y en la Fig. 1.33, una ráfaga desde el Lanco.

En total, de los 100 cohetes de la serie se habían utilizado unos cuarenta, quedando 60 que se reservarían para las pruebas desde avión. Ahora bien, dado que se trataba de un sistema



Fig. 1.34. Pruebas en El Teleno. ■

En la Fig. 1.34 se presentan varios aspectos de esas pruebas. Una tanda se realizó lanzando los cohetes desde un tubo, como se aprecia en la foto superior izquierda. Los primeros tiros fueron contra un blanco, cuyo montaje también se muestra, que se situó a 80 m para asegurar que a esa distancia la espoleta no se había armado aún. Posteriormente, se disparaba contra un espaldón del terreno, a unos 500-600 m, sobre el que se tenía que producir la detonación, lo cual se comprobaba por la ignición del material fumígeno de la cabeza, como se ve en la última de las fotos. Todos los resultados fueron satisfactorios.

En la otra tanda de ensayos se repitió el disparo contra el terreno pero desde el Lanco, primero en tiro único, luego en ráfaga de dos, y para terminar con una salva de seis. El lanzador se colocó con su intervalómetro colgado del soporte que lo une al avión en el mismo potro que se había empleado en El Arenosillo, como se ha mostrado en la Fig. 1.33. El funcionamiento en esta condición también fue correcto.

Campaña en El Arenosillo

En esta nueva campaña, realizada en diciembre de 1981, se repitieron las mismas pruebas que en la primera. Hubo lanzamientos individuales, con elevaciones que iban desde 30° hasta 85°, y también varias ráfagas con el Lanco. En total, se dispararon 40 cohetes.

Un hecho destacado fue el lanzamiento de un S-12 con telemidida. Para esta se utilizó el transmisor desarrollado para la carga útil del INTA-100, con una antena monopolo situada en el lugar de la espoleta y protegida con teflón⁹⁶. El sensor consistía en un fotodiodo con el que se pretendía medir la rotación del cohete. El objeto era doble: por un lado ensayar el transmisor y por otra medir la rotación del cohete. Este sensor falló, pero no el transmisor. En fechas posteriores se disparó un segundo cohete similar en el que falló la transmisión.



Segunda Campaña en El Teleno

En octubre de 1983, se llevó a cabo una segunda campaña en la que se contó con la colaboración del Polígono de Experiencias de Campamento, el cual aportaría equipos para la medición de velocidades por medio de radar *Doppler*. Asimismo también se colocaron sistemas fotográficos para registrar los impactos contra el blanco. Las cabezas eran de tipo antipersonal, unas lastradas y otras con multiplicador y fumígeno, todas ellas activadas con la espoleta B-70⁹⁷. Los objetivos eran los mismos que en la primera campaña, pero el blanco se situó a 200 m, con un tamaño de 4x8 m, mayor que el usado anteriormente, ya que la separación de la boca de salida también había aumentado.

En total, se lanzaron 20 cohetes contra el espaldón. Contra el blanco se dispararon otras 10 unidades, aunque no todos impactaron, ya que el blanco era pequeño para tiros a esa distancia. Los resultados fueron todos positivos.

Finalmente, con el Lanco 06/100, se dispararon un total de 14 unidades: dos de apuntamiento y dos ráfagas de seis. Se registró fotográficamente la salida del lanzador y en una de las ráfagas se encontró una interferencia entre dos cohetes, posiblemente debido a un fallo del intervalómetro.

La conclusión de toda la campaña fue muy positiva.

Lanzador Lanco 06/100

Como ya hemos explicado, los cohetes S-9 y S-11 pretendían sustituir a cohetes extranjeros en servicio, por lo que se les exigía que fuesen compatibles con los lanzadores ya existentes, lo cual facilitaba el proceso de integración en el avión. Tal supuesto no ocurría para el S-12, ya que era un cohete de nueva factura, el cual precisaba de un lanzador propio, que sería el ya citado Lanco 06/100. Por tanto, el conjunto S-12/Lanco constituía un sistema de armas nuevo, por lo que era precisa su homologación

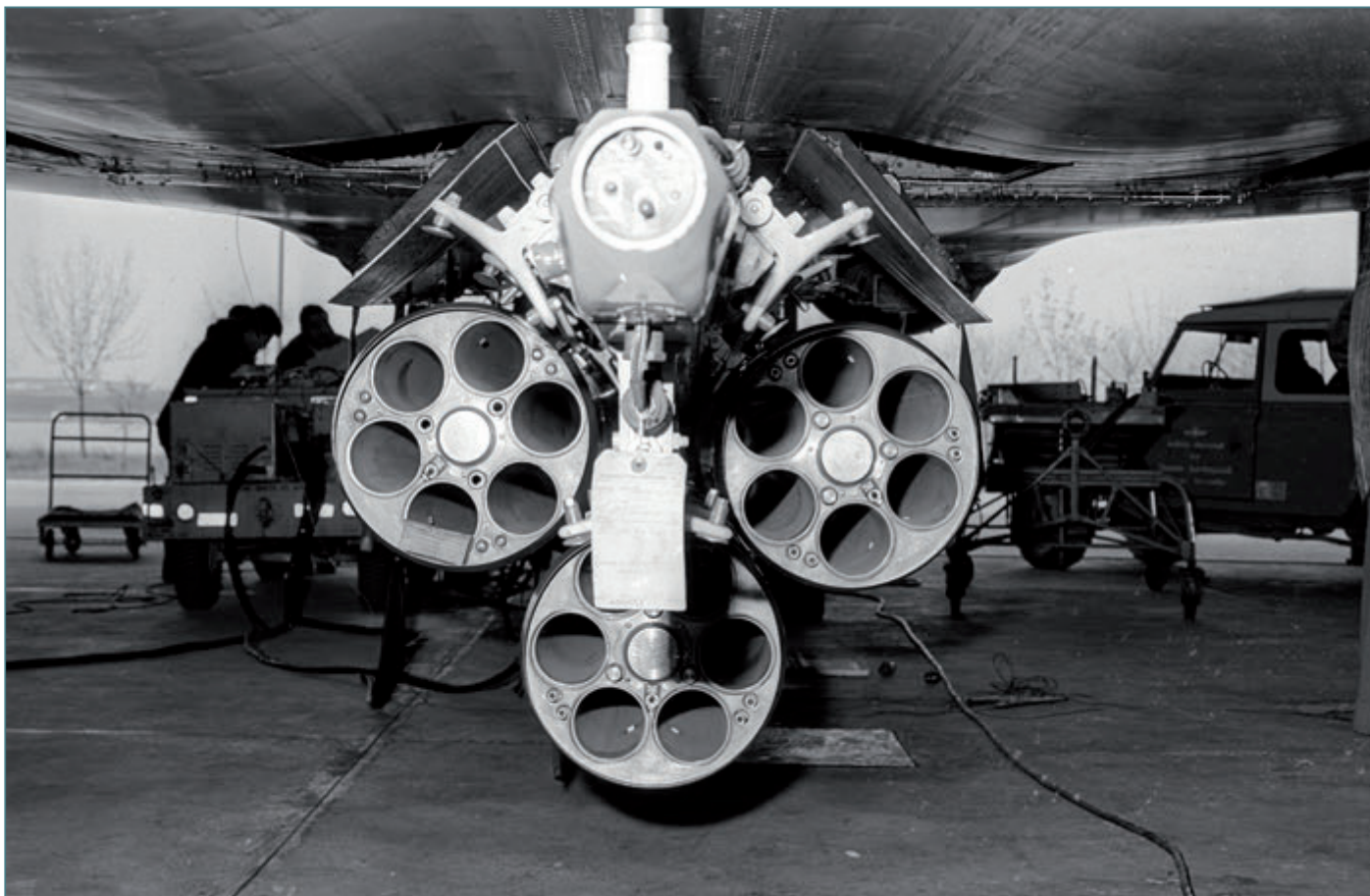


Fig. 1.35. Lanco en el avión C-12 *Phantom II*. ■

como tal y posteriormente su adaptación a los posibles aviones portadores. El cohete individualmente, en su versión de lotes piloto, estaba ya calificado, lo mismo que su compatibilidad con el lanzador desde tiros estáticos. La etapa siguiente debería ser la integración del Lanco en el avión antes de abordar el conjunto. El avión seleccionado por el Ejército del Aire fue el C.12 (F-4C *Phantom II*), en una configuración de cuatro lanzadores, lo que suponía un total de 24 cohetes.

Estos trabajos estaban ya previstos en junio de 1976, e incluso se llevaron a cabo algunas labores menores, pero evolucionaron con lentitud por los retrasos en el desarrollo del cohete, y no es hasta junio de 1978 cuando se presentó un plan de cómo se había de efectuar la homologación, incluyendo maquetas para ensayos de lanzamiento en emergencia, efecto del chorro, compatibilidades, etc. Sin embargo, las actividades no se iniciaron hasta finales de 1979, que es cuando se definieron las posiciones operativas con los mástiles del avión, además de analizarse las compatibilidades dimensionales y eléctricas. Si bien todo esto estaba terminado en febrero de 1980, no se continuaron hasta dos años más tarde, cuando comenzó el estudio de industrialización del que hablaremos más adelante. En la Fig. 1.35 se presenta uno de los mástiles del C.12 cargado con tres lanzadores.

Con posterioridad a julio de 1982 se reanudaron los trabajos de homologación con vuelos cautivos en varias configuraciones⁹⁸. Se experimentó con lanzadores cargados y vacíos, utilizando las maquetas que simulaban estas condiciones, que habían sido suministradas por CASA, para evaluar el comportamiento del avión dentro del dominio de vuelo. Como era preceptivo, el punto final de estas pruebas consistía en la eyección de los lanzadores en condición de emergencia⁹⁹. Los ensayos

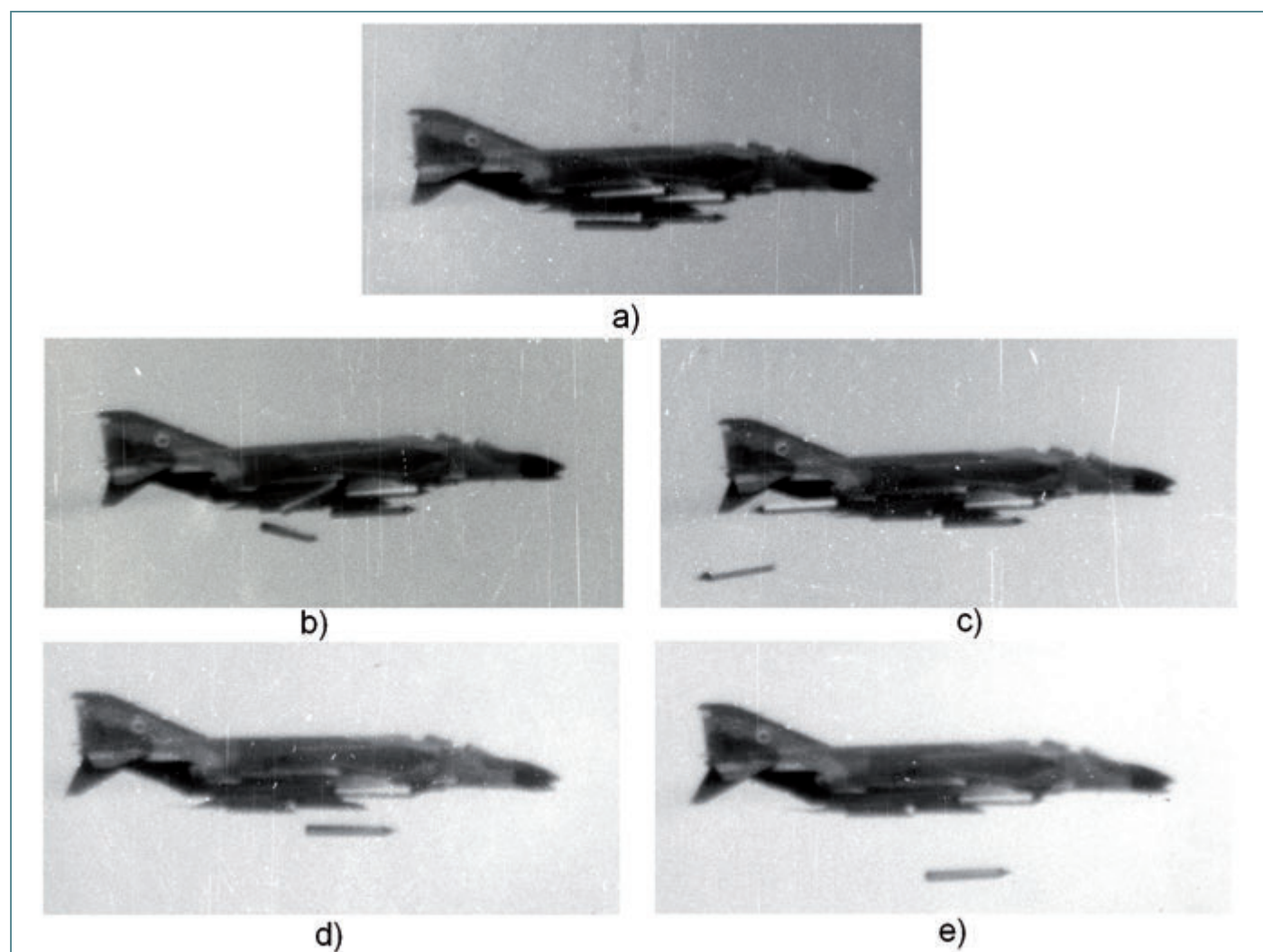


Fig. 1.36. Eyección del Lanco en emergencia. ■



se realizaron en el Polígono de Tiro de las Bardenas. El avión iba cargado con las cuatro maquetas, como se muestra en el fotograma marcado como a) de la Fig. 1.36¹⁰⁰. Se comenzó eyectando las dos vacías simultáneamente, y como se aprecia en el b), una de la dos se separó limpiamente mientras que la otra se encasquilló en el gancho anterior aumentando el ángulo de ataque. Como consecuencia, la maqueta evolucionó siguiendo una trayectoria muy próxima al estabilizador trasero de la aeronave, como se ve en el fotograma c), y aunque no llegó a golpearlo se consideró como situación de riesgo. A pesar de esta contrariedad el avión efectuó otra pasada, lanzando una de la dos cargadas, que se separó limpiamente sin que apareciese ningún problema, como se aprecia en los fotogramas d) y e). Hubo una última pasada en la que se soltó la otra maqueta, la cual siguió un comportamiento similar. Evidentemente, esa trayectoria de riesgo constituyó un contratiempo, pues si bien parecía claro que el problema radicaba en la anilla de sujeción, y que hasta podría ser atribuible al pilón, lo que parecía indudable era la necesidad de repetir los ensayos, para lo que se precisarían más maquetas, lo que estaba condicionado por los estudios de industrialización en curso.

Estudios de industrialización

En marzo de 1982, el Mando de Material del Ejército del Aire (Mamat) solicitó al INTA un plan que permitiera conseguir la operatividad del S-12 en el menor tiempo posible¹⁰¹. A este requerimiento el Instituto contestó con un programa que básicamente consistía en la puesta al día de la documentación, la selección de las industrias adecuadas y el acometer la fabricación de un lote piloto al que seguiría una serie de 300 unidades.

Para llevar adelante ese programa se constituyó un grupo de trabajo entre personal del INTA y del Ejército del Aire. Este grupo contactó con varias empresas del sector: CASA, ENSB, SEDSA, Expal-ERT, para que manifestasen su posible interés en participar. Por otra parte, y siguiendo las indicaciones del Estado Mayor del Aire, se consideraron los posibles aviones portadores, que eran el C.9, C.11, C.12, C.14 y FACA¹⁰². De estos, el F-4 (C.12) y el F-5 (C.9) tenían anunciada su retirada de servicio, y el *Mirage-III* (C-11) llevaba en dotación los cohetes de 70 mm, por lo que parecía que sería el *Mirage F-1* (C.14), el primer candidato para el S-12. Todavía quedaba incierta la posibilidad de su integración en el FACA, que ya entonces se preveía que fuera el F-18 *Hornet*.

Por otra parte, el grupo de trabajo, a instancias de las industrias implicadas, extendió las previsiones iniciales en tres alternativas:

- S-12 + Lanco + Integración
- S-12 modificado + Lanzador existente en el mercado
- Nuevo cohete + Lanzador existente en el mercado

La primera se derivaba directamente de los requisitos del Estado Mayor del Aire e implicaba modificaciones menores en el cohete y lanzador. Por su parte, la segunda comportaría la utilización de un lanzador francés existente¹⁰³, que llevaría al avión *Mirage F-1* y luego al *Mirage III*. En cuanto a la tercera se entraría en un terreno mucho más incierto.

En un principio las empresas afirmaron su interés aunque con matizaciones; sin embargo, posteriormente este decaería casi por completo. No es hasta más de un año después, diciembre de 1983, cuando el INTA emitió varios informes sobre los trabajos preparatorios que habría que acometer, pero que ya no tuvieron respuesta, pues el Ejército del Aire consideraba definitivamente que este tipo de armas ya no eran las adecuadas a sus nuevos requerimientos.

Como intento final, en mayo de 1985, se celebraron reuniones con la DGAM con vistas a la posible utilización por el Ejército de Tierra y la Armada, ofreciéndose el empleo de los 30 cohetes que aún quedaban con la posibilidad de completar otros 60 fabricando algunos elementos. Pero de ello no resultó ninguna decisión positiva.

Versión espacial: el S-12 E

Una aplicación importante del S-12 fue el uso de su motor como primera etapa del cohete de sondeo INTA-100. En el desarrollo de este vehículo se hizo un gran esfuerzo en el motor de la segunda etapa, pero también se necesitaba una primera de tipo *booster*, esto es, con empuje alto y tiempo de combustión corto. Dadas las circunstancias se eligió el motor del S-12 para este cometido. No era el ideal, ya que el vehículo completo resultaba demasiado esbelto. No obstante este inconveniente, como ventajas tenía el estar disponible, ser fiable y fácil de acoplar.

Se rediseñó la tobera, aumentando el área de salida y las piezas de unión, aligerando la masa y permitiendo la fijación de unos pies de lanzamiento. También se le dotó de unas nuevas aletas y una pieza interetapas para el acoplamiento del motor principal del vehículo. En total, se usaron 17 unidades, 12 en los vehículos y 5 en las maquetas.

LA BOMBA PERFORANTE FRENO ACCELERADA

Se incluye aquí la Bomba Perforante Freno Acelerada, a veces también conocida como PFA, por constituir un sistema híbrido, frenado por un paracaídas y acelerado por cohetes. Su misión era perforar las pistas de aeródromos en lanzamientos a muy baja cota para evitar las defensas contrarias. Esta arma era continuación de las familias de bombas de aviación BR y BRP, que habían surgido del esfuerzo desarrollado por el INTA, a requerimiento del Ejército del Aire, para nacionalizar y modernizar el armamento convencional embarcado¹⁰⁴, y que contó con la colaboración de la industria nacional, en especial con las ya mencionadas empresas Expal y Bressel.

La PFA estaba dotada de un sistema de frenado por medio de un paracaídas, en una función similar a las de Baja Resistencia con Paracaídas (BRP), con el fin de retrasarla rápidamente respecto al avión lanzador. El paracaídas se desprendía por acción de un temporizador que asimismo activaba la ignición del conjunto de aceleración por medio de cohetes para imprimir la energía cinética necesaria para la perforación. La ojiva estaba fabricada en acero con una punta diseñada para facilitar la penetración y su carga militar era explosivo de alta efectividad. Iba dotada con dos espoletas con el retardo adecuado, situadas en la parte trasera de la ojiva. Hay que señalar que había que compatibilizar los elementos de seguridad habituales en las BRP para los casos de emergencia y separaciones accidentales del paracaídas, con el sistema de suelta del paracaídas que tenía que funcionar después de haber soportado la fuerza de frenada, que era del orden de 50 t.

En la Fig. 1.37 se presenta una maqueta de la PFA que muestra su configuración y los sistemas principales. Mencionamos en particular el de aceleración, constituido por ocho motores basados en el cohete S-11 con tubos de acero y una cámara de cabeza anular, cuyo fin era uniformizar la combustión y donde se alojaba el iniciador. El paracaídas era cruciforme de 14 m² cuyos atalajes se unían en un mazo que pasaba por el centro de los cohetes hasta el herraje de amarre y que producía una fuerza de frenado de 50 t a una velocidad de 500 nudos (250 m/s). Las características más relevantes se presentan en la tabla adjunta.

La PFA era de concepción similar a la bomba francesa *Durandal* fabricada por Matra, ambas basadas en el concepto de ataque contra pistas por velocidad, que era el que imperaba en los años 70. Sin embargo, a mediados de los 80 su efectividad comenzó a ser discutida frente a la de otros sistemas más ligeros, que terminaron imponiéndose como se verá mas adelante.

Programa de desarrollo

El desarrollo se inició a principios de la década de los setenta, manteniendo una colaboración con la empresa Expal, para la fabricación de la bomba, y con Bressel, para las espoletas. Los granos propulsores provenían del programa S-11 como ya se ha explicado¹⁰⁵.

Los primeros ensayos en banco del sistema propulsor completo se realizaron en diciembre de 1973 y para la bomba completa en vuelo en 1975, en el Polígono de las Bardenas. Los trabajos continuaron sorteando diversas dificultades, en especial las relativas a la electrónica de los elementos piro-técnicos, considerándose que en 1980 el producto estaba terminado a nivel de prototipo. En 1981, el Estado Mayor del Aire (EMA) manifestó su interés en hacer operacional la



Fig. 1.37. Maqueta seccionada de la PFA. ■

Características Bomba		
Longitud	3100	mm
Diámetro	300	mm
Envergadura	600	mm
Masa total	330	kg
Masa carga explosiva	75	kg
Paracaídas	14	m ²
Empuje	44	kN
Altura lanzamiento	60	m
Velocidad lanzamiento	200-500	nudos
Penetración (hormigón)	60	cm
Área destrucción	180	m ²



bomba, lo que puso en marcha un programa de una preserie de 30 unidades, contratadas dos años más tarde. Para esta, se realizaron varias modificaciones, siendo la principal la inhibición de los granos del motor por el método del encintado, lo que obligó a una recalificación, adoptando la denominación de PFA-II. La preserie se recepcionó satisfactoriamente en 1984. A efectos de identificación denominaremos aquí PFA-I a la inicial, aunque siempre se la denominó PFA simplemente.

En 1982 el INTA envió una comisión a la base de la USAF de EE UU en Eglin (Florida), para hacer una presentación del INTA y del armamento desarrollado y especialmente de la PFA como elemento más novedoso. Los técnicos norteamericanos mostraron interés por esta arma e indicaron que sería muy conveniente el que se realizase una demostración real en EE UU, lo cual no se llegó a efectuar¹⁰⁶.

Si bien la bomba había sido diseñada primeramente para lanzamiento a 60 m de altura mínimo, igual que el resto de la familia BRP, varios conflictos de la época mostraron la conveniencia de reducir esa cota hasta los 30 m¹⁰⁷. Esto dio lugar a la consideración de dos posibilidades: una modificación de la PFA o una nueva bomba más pequeña. Respecto a esta última, en abril de 1982, se presentó una propuesta a la DGAM para un estudio conceptual de una freno-acelerada lanzable desde una altura de 30 m. Dicha propuesta sería aceptada en 1987, dando lugar a un estudio de viabilidad de la que se denominó FA-200 y que se concluyó en

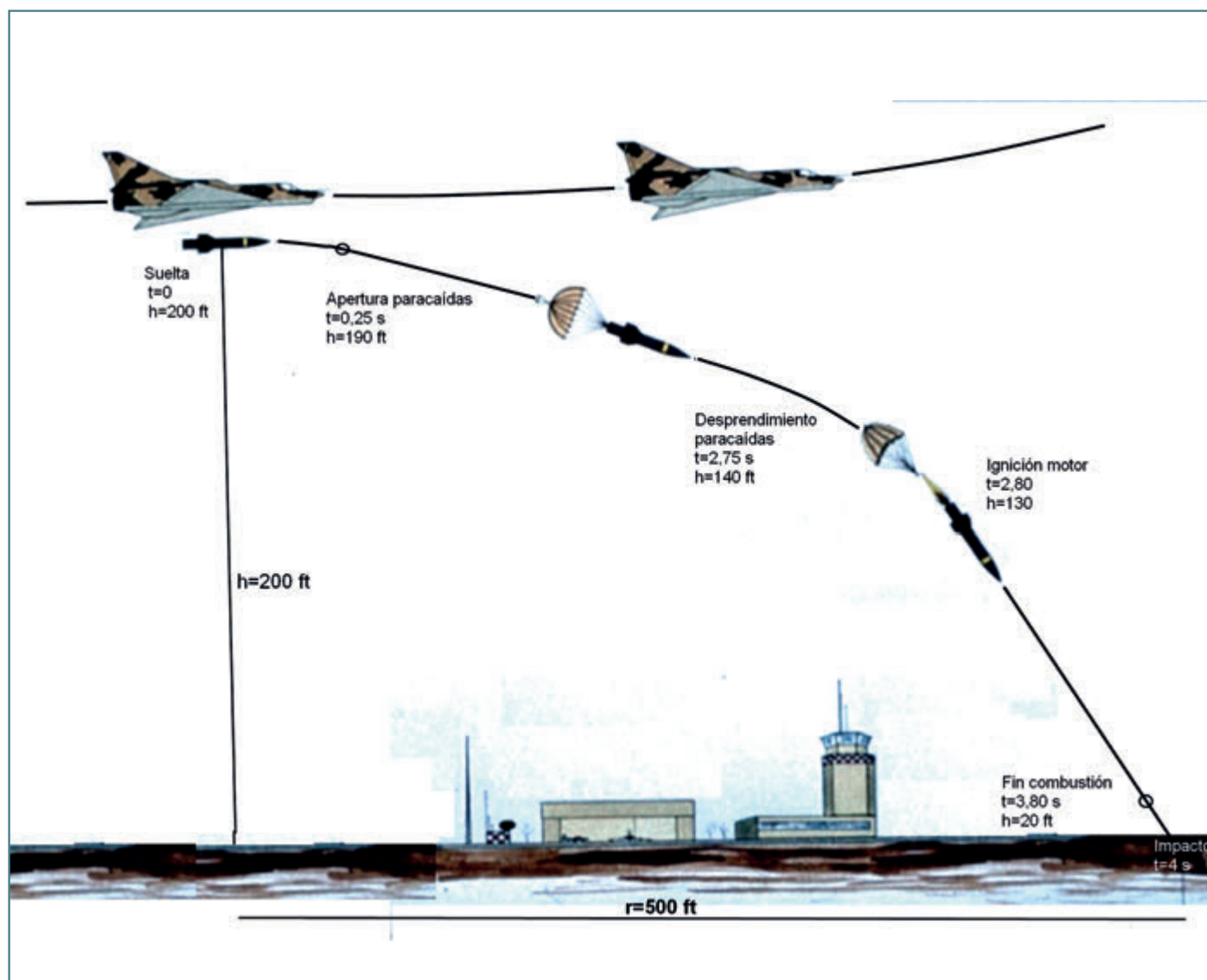


Fig. 1.38. Perfil del vuelo de la PFA-I ■

septiembre de ese año. La nueva bomba tenía una masa de 180 kg, un diámetro de 240 mm y la altura prevista de suelta era de 35 m, aunque se podría llegar a 25 m. En el estudio se preveía un tiempo de desarrollo de 2,5 años y se incluía la participación de industrias y otras entidades (LQCA, UEE y Parafly)¹⁰⁸. En cuanto a la modificación de la existente, que se denominó PFA-IIB, cabe decir que no se pasó del estado de propuesta.

Después de la homologación de la preserie PFA-II, la fabricación pasó a ser responsabilidad de Expal con el nombre de BRFA. A pesar de ello, no llegó a la fase operativa, debido principalmente a la aparición de otras armas competidoras más eficientes, además de los problemas con el suministro de granos del cohete S-11.

Perfil del vuelo

En la Fig.1.38 se muestra la secuencia de vuelo de la PFA-I para un lanzamiento desde 200 ft (61 m) con una velocidad de 500 nudos (250 m/s), cuyos eventos se detallan en la primera de las tablas adjuntas.

En estas condiciones de lanzamiento, la bomba impactaba ligeramente antes del final de la combustión de los cohetes. Si la suelta se hubiese realizado a mayor altura, a 400 ft (120 m) por ejemplo, la secuencia de eventos se habría mantenido hasta la ignición inclusive, pero los últimos variarían según se muestra en la segunda tabla.

Finalmente, en la Fig. 1.39 se presentan varias fotografías correspondientes a una operación real. Se inicia con el proceso de carga en el mástil del avión y continúa con el vuelo del avión C12; en la tercera, el paracaídas está completamente desplegado, correspondiendo a la cuarta el proceso de aceleración; en la quinta se aprecia la bomba a pocos metros del suelo con la propulsión casi finalizada y en la última, el efecto de la explosión.

t (s)	v (nudos)	θ (°)	
0	500	0	Lanzamiento
0,2	500	0	Inicio de apertura
0,8	380	4,4	Paracaídas desplegado
3,3	33	49	Suelta paracaídas
3,4	33	49	Ignición motor
4,2	300	54	Impacto
4,5			Explosión

t (s)	v (nudos)	θ (°)	
4,5	360	49	Fin motor
5,1	366	54	Impacto
5,4			Explosión

Efectividad del arma

En los ensayos realizados se encontró que el cráter producido, sobre una losa que simulaba una pista, tenía un diámetro entre 2 y 5 m, con una profundidad de 0,6 a 1,6 m, según el retardo de la espoleta, y con daños hasta un círculo de 10 m. Estos efectos indicaban que con dos aviones *Phantom* existía una probabilidad muy alta de cortar una pista de vuelo y detener las operaciones en un aeródromo de campaña durante un tiempo apropiado.

Sin embargo, a finales de los 80 se cuestionó la efectividad de este tipo de arma en comparación con bombas más ligeras, no aceleradas pero dotadas de una carga militar que producía la perforación actuando de forma similar a una «carga hueca». El efecto individual de estas era menor que el de las del tipo PFA, pero su menor peso permitía lanzarlas en mayor cantidad con el mismo número de aviones. El dilema que, en un principio, parecía favorable a las armas pesadas, si se utilizaban los cazas de ataque normales tripulados, se resolvió a favor de las ligeras, con el empleo de los misiles de guiado autónomo de vuelo a baja cota (*Tomahawk*, *Taurus*, etc.) como dispensadores cargados con submunición antipista¹⁰⁹.

CONCLUSIÓN FINAL

Enlazamos aquí con el final de la nota preliminar, en la que anunciábamos la existencia de claroscuros en el trabajo realizado en los cohetes aire-tierra. De lo expuesto podemos concluir que el esfuerzo invertido fue considerable, repartido entre el INTA como proyectista, ERT como elaboradora de los granos propulsantes, Expal como fabricante e integrador y el Cetme por su co-



Fig. 1.39. Secuencia de una operación real de una bomba PFA. ■

laboración en varios procesos, así como otras entidades y empresas menores. Todo ello sin olvidar al Ejército del Aire, usuario y soporte económico de todos los programas.

Sin embargo, si bien técnicamente hubo que superar muchos inconvenientes, al final no se llegó a la operabilidad de todos los productos. Aparte de las dificultades ya expuestas, relativas a los nuevos elementos, a los problemas en la fabricación y a los suministros, la razón principal que podemos aducir es que el papel del cohete aire-tierra no guiado cambió radicalmente en ese tiempo. Si ciertamente en los años 50 era un arma innovadora, en los 80 estaba ya obsoleto. No se podía arriesgar un avión en un ataque con cohetes: eran los tiempos del misil guiado.

Por todo ello, nos ha quedado un sabor agrio final, aunque hemos de asegurar que toda la labor gestada redundó en una experiencia y una formación del personal que serviría para los desarrollos que siguieron, tanto en el INTA como en la industria¹⁰. Adicionalmente, los motores de estos vehículos tuvieron una aplicación espacial, claramente con el motor del S-12, pero también se emplearon derivados del S-9 y del S-11 en componentes y en ensayos.

Anexos

A.1.1. Datos de los cohetes

	P-2 b /S-1	S-2	S-6	S-9	S-11	S-12	
Masa total	5,930	7,500	8,105	1,190	10,600	47	kg
Masa propulsante	0,485	0,950	1,533	0,220	2,570	8,600	kg
Tipo propulsante	CSP-2	CSP-2	GDB-609	GDB-612	GDB-613	GDB-613	
Dimensiones	285x25/10	490x25/10	590x48/10	220x30	652x62	1200x90	mm
Número de granos	3	3	1	Estr. 8 p.	Estr. 8 p.	Estr. 8 p.	
Longitud cohete	780	975	1030	468	1333	2285	mm
Calibre	63,5	63,5	63,5	37	70	100	mm
Presión máxima (15°)	96	123	115	160	160	200	kg/cm ²
Tiempo combustión	0,48	0,38	0,8	0,58	1,0	1,0	s
Empuje medio	236	505	363	72	550	2000	kg
Aletas	4 fijas	4 fijas	4 fijas	8 plegables	8 plegables	4 en teja	
Tipo de cabeza	Instrucción	Instrucción	Instrucción	Instrucción	Instrucción	Instrucción	
	Explosivo	Explosivo		Explosivo	Explosivo	Explosivo	
	Carga hueca	Carga hueca		Fumígena	Carga hueca	Mixta	
Peso cabeza	1,984	1,984	2,130	0,514	4,200	17,200	kg
Explosivo				Hexal	Hexal/Comp B	Hexolita 60/40	
Masa explosivo				85	1000	4200	g



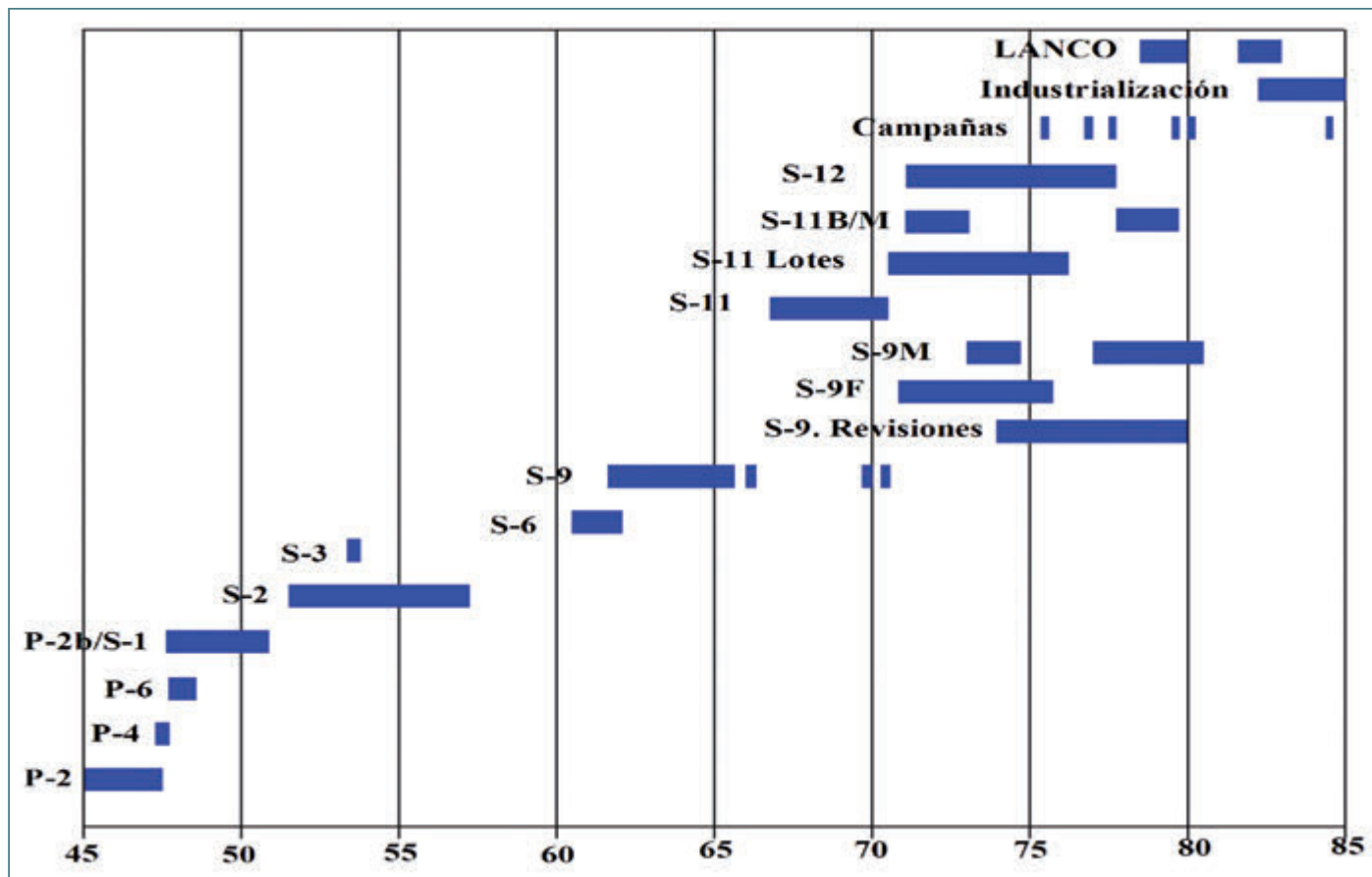
A.1.2. Aviones en servicio en el Ejército del Aire

C.1	Fiat CR-32 <i>Chirri</i>	1936	1953	
C.4	Messerschmitt Bf M-109 B <i>Messer</i>	1937	1953	
C.8	Polikarpov I-16, <i>Rata/Mosca</i>	1936	1954	
C.9	Polikarpov I-15, <i>Chato/Curtiss</i>	1936	1955	
C.4K	Hispano Aviación HA-1112 <i>Buchón</i>	1956	1965	Motor RR <i>Merlin</i> 500/45
C.5	North American F-86 <i>Sabre</i>	1955	1973	
C.6	North American T-6D <i>Texan</i>	1954	1982	
C.8	Lockheed F-104 <i>Starfighter</i>	1965	1972	
C.9	Northrop F-5 <i>Freedom Fighter</i>	1970	—	
C.10B	Hispano Aviación HA-200 <i>Saeta</i>	1965	1980	
C.10C	Hispano Aviación HA-220 <i>Supersaeta</i>	1973	1981	
C.11	Dassault <i>Mirage III</i>	1970	1992	
C.12	McDonnell Douglas F-4C <i>Phantom II</i>	1971	1990	En 2002 el RF-4C
C.14	Dassault <i>Mirage F-1</i>	1975	—	
C.15	McDonnell F-18 <i>Hornet</i>	1986	—	
C.16	Eurofighter EF-2000 <i>Typhoon</i>	2004	—	

En esta tabla se presentan las designaciones de los aviones empleados en el desarrollo de los cohetes aire- tierra. La primera regulación a este respecto fue la Instrucción nº 1 de 2-11-45 emitida por la 3ª Sección del Estado Mayor del Aire¹¹¹, cuya lista para la aviación de caza incluía 12 aeronaves, de las cuales hemos tomado las cuatro que encabezan la tabla. Para el Me 109, además de la C.4 reseñada, había dos entradas más: la C.5 y C.10 para las versiones E y F respectivamente, ambas de procedencia alemana; así como la C.12 para el HA-1109J, producido por la Hispano Aviación con motor DB, que nunca estuvo en dotación, si bien se entregaron unidades al Grupo de Experimentación en Vuelo. Una nueva versión, el HA-1112 K1L con motor HS 12-Z-89, se designó como C.4J y, al igual que el anterior, no estuvo en servicio sino solo en experimentación por la Escuela de Caza de Morón. Estos se modificarían para incorporarlos a la versión HA-1112 M1L, C.4K *Buchón*, con motor *Merlin*, que estuvo en servicio hasta 1965.

Del T-6 hubo dos versiones en servicio, la D y G, ambas como escuela (E.16); aunque parte de la primera se empleó como avión de caza con la designación C.6.

A.1.3. Secuencia temporal de los desarrollos (1945/85)





A.1.4. Denominación de los cohetes aire-tierra del INTA

Cohete	Calibre	Notas
INTA S-1	6,35 cm	Antiguo cohete Pazó P-2b
INTA S-2	6,35 cm	Basado en el S-1, con mayor carga de propulsión
INTA S-3	6,35 cm	Anteproyecto con distintos tipos de toberas
INTA S-4	9 cm	Anteproyecto de cohete calibre 90 mm
INTA S-5	6,35 cm	Prototipo basado en el cohete CETME tierra-tierra
INTA S-6	6,35 cm	Proyecto, preserie de 100 cohetes y serie de 2000 cohetes, para el servicio
INTA S-7	6,8 cm	Anteproyecto basado en el SNEB de 68 mm
INTA S-8	8 cm	Anteproyecto para sustituir al cohete Oerlikon de 8 cm
INTA S-9	3,7 cm	Proyecto y preserie de 500 cohetes para sustituir al cohete SNEB de 37 mm

Tabla encontrada en los archivos de la antigua Sección de Armamento, sin ninguna referencia, pero que debe de corresponder a principios de los años 60. En ella se muestra la intención que guiaba los sucesivos desarrollos.

Notas

1. El R4/M (Rakete, 4 kg, Minenkopf) tenía un diámetro de 55 mm y una longitud de 815 mm; estaba dotado de aletas que se desplegaban a la salida del lanzador. El motor estaba constituido por un grano cilíndrico perforado, con un diámetro externo de 44 mm y 11 mm interno cuya longitud era de 374 mm. El propulsante era digycol-dinitrato, con una masa de 0,815 kg que desarrollaba un empuje de 2,45 kN durante 0,75 s. La cabeza de guerra contenía 0,52 kg de alto explosivo (75% hexógeno, 20% aluminio y 5% de cera Montan) y se activaba por una espoleta de contacto. La distancia de disparo se situaba en el rango de 1500-1800 m. Se produjeron entre 10 000 y 12 000 unidades. Entró en operación en marzo de 1945. Entre los aviones que los usaron destaca el Me-262A que estaba dotado de 14 unidades bajo cada ala. Su eficacia fue muy alta, citándose el derribo de 500 aviones, especialmente bombarderos como los B-17G y el B-24J. [Space List nº 34, German Rocket & Missiles, p. 55].

2. El FFAR (Folded Fin Aircraft Rocket) lo introdujo EE UU en su fuerza aérea en 1948 como arma de intercepción aérea, aunque poco después paso a utilizarse como arma de ataque a tierra. Se empleó extensivamente hasta que su uso como dotación en aviones decayó en los años noventa. Sin embargo, hoy día aún se utiliza en helicópteros. Ha dado lugar a una larga serie de modelos mejorados, que se conocen genéricamente como cohetes de 70 mm, y en la última década se le han adaptado sistemas de guiado.

3. La Sección empezó a funcionar en 1944. El primer jefe fue el coronel Gabriel Peña Márquez, que prestaba sus servicios en el INTA como agregado, pues su destino era el Servicio de Armamento del Ejército del Aire. El segundo era el comandante Ángel España Gómez. (Acta Comité Ejecutivo, nº 9).

4. El traslado a Torrejón de Ardoz debió de suceder en la segunda mitad de 1947, pues el primer escrito del expediente en que se indica expresamente esa localidad es del 27 de diciembre de 1947. En los anteriores se dice «plaza». En el INTA se integraron diversos talleres y servicios que antes dependían directamente de servicios militares. Entre ellos estaba un «Establecimiento de Normalización», que tenía varios laboratorios (Materiales, Experimentación en Vuelo, Proyectos). El INTA inició la contratación de personal entre marzo y junio de 1943.

5. Como coronel ingeniero del Ejército del Aire, desde septiembre de 1939 hasta marzo de 1944. Posteriormente estuvo en comisión de servicio en la Sección de Fabricación de la Dirección General de Industria y Material del Ministerio del Aire hasta mayo de 1945, que es donde inició sus trabajos sobre cohetes. También fue secretario general técnico del Ministerio y secretario general del Patronato del INTA y director de la ETSIA.

6. La mayor parte de los datos provienen del exp. nº 6651 de la antigua Sección de Armamento del INTA.

7. En algunos de los antecedentes se habla de la cifra de un millón de pesetas, bastante significativa por aquellos años, lo que dio lugar a un cierto revuelo. Hemos de reconocer que ello es un poco sorprendente, pues sugiere que la actividad de la Sección de Armamento del INTA hubiese sido casi autónoma respecto a la Dirección. En aquellos momentos, la Jefatura de la misma y la del Servicio de Armamento del Ejército del Aire estaban ocupadas por la misma persona, Gabriel Peña Márquez.

8. Hay un primer escrito dirigido desde el Estado Mayor al general subsecretario del Aire con fecha 6 de junio de 1947, Núm. 239=1-5-24-R, al que sigue su traslado al D. G. de Industria y Material el 18 de junio. Ambos calificados como «secreto», e instándose en los mismos ese carácter de la operación. Desclasificados en 1992.

9. Esta fotografía no tiene ninguna datación, pero de acuerdo con los datos de los archivos debe de corresponder a mayo de 1947. Antonio Gil Expósito, proyectista por cuyo tablero pasaron casi todos los cohetes, desde el P-2 hasta el S-12, manifestó sus dudas sobre si el cohete era el P-2 o el P-2b.

10. La terminología empleada era deudora de la Artillería y a veces muy distinta de la actual. Así, aparte de la citada, llaman «difusores» a las toberas, «pólvoras» a los propulsores (que en verdad es lo que eran), «macarrones» a los granos, y otras más.

11. El cambio de nombre debió de llevarse a cabo justo antes de iniciarse el S-2, casi por motivos estéticos en la designación de la nueva serie. Solo se ha encontrado una tabla en la que se tacha a mano el P-2b y se sustituye por el S-1.



12. Hay varios planos de este cohete, y la dimensión de 780 mm corresponde al mostrado en la Fig. 1.4. Sin embargo, hay otro en el que la aleta sobresale hacia atrás de la tobera 50 mm.

13. El autor es Antonio Bastos Noreña. También hemos de hacer notar que las dimensiones de los diferentes elementos sufrían cambios, por lo que a veces es difícil determinar cuáles fueron las últimas.

14. El Cetme tuvo un programa de cohetes en los que trabajó desde los años 60. Algunos ingenieros del INTA compatibilizaban su actividad entre ambos organismos, por lo que hubo un transvase de conocimientos, real pero difícil de valorar. Véase M. A. Martínez Sevilla: «Los desarrollos de cohetes en el Centro de Estudios Técnicos de Materiales Especiales (Cetme) en el período comprendido entre 1950-1965»; en *Defensa*, extra nº 66/abril 2003, pp. 50-58.

15. El proceso físico para generar el empuje es, esquemáticamente, sencillo. La propulsante arde dentro de la cámara de combustión en una reacción química exotérmica generando unos productos en su mayor parte gaseosos. El calor producido en la reacción calienta estos gases incrementando así su energía interna, y por tanto la presión. Pero la cámara de combustión no es un recinto cerrado, sino que tiene una salida al exterior a través de la tobera, por la cual circularán los gases alcanzando una velocidad sónica en la garganta. En el divergente la velocidad aumenta convirtiéndose la energía interna térmica en cinética, dando como resultado un gasto másico y una velocidad en la salida de la tobera. El producto de ambos, que es la variación de la cantidad de movimiento del propulsante, por el principio de conservación de la cantidad de movimiento del sistema provoca el movimiento del vehículo como si estuviese sometido a una fuerza virtual, aproximadamente igual a ese producto, que llamamos empuje del motor. Ahora bien, la tecnología asociada a este proceso es bastante delicada, ya que la reacción aerotermoquímica interior ha de estar confinada por unos materiales a los que se hace trabajar casi el límite, con el fin de reducir el peso, y con flujos de aire a muy alta temperatura.

16. Una particularidad es que en esta condición la superficie quemada es constante durante todo el proceso. Por regla general, en los motores de combustible sólido los diseños de los granos, o carga, como también se designan con más propiedad, tienden a mantener esa constancia, que tiene la ventaja de mantener también constantes las condiciones balísticas durante toda la combustión.

17. Un sistema más elemental eran las cápsulas de plomo, denominadas *crushers*, de empleo común en Artillería. Estas cápsulas se deformaban por efecto de la presión y de la medida de esa deformación se deducía la presión máxima. Si bien en Artillería eran efectivas, no lo fueron en los motores cohete, pues casi siempre se fundían.

18. Probablemente la causa eran las grietas que se formaban en la extrusión del grano, y que seguían la dirección axial, además que las inclusiones de aire. Durante la combustión, el frente de llama penetraba por las grietas, aumentando la superficie, ocasionado la sobrepresión y consecuente explosión. En general, en los restos de grano que se recogen después de una explosión es fácil de apreciar la superficie anómala de combustión, pues esta cesa por la descompresión súbita.

19. En nuestros primeros años en el INTA, 1966, todavía quedaban algunos S-2. Uno de ellos estaba pintado en cuadros rojos y blancos, y tenía la tobera soldada y las aletas también. Estas tenían los bordes doblados.

20. Esta fotografía, junto con otras cuatro más, proviene de los archivos de Mariano Vázquez Velasco.

21. El giro obtenido por efecto aerodinámico, como el que intentaron, era insuficiente para conseguir la intención propuesta; es más, casi completamente inútil. Para que el mencionado giro fuese eficaz (ver capítulo 2) se habría de inducir por una deflexión del chorro, bien con varias toberas, bien con deflectores en una única. De todas formas, en un lanzamiento desde avión, este tipo de giro para aumentar la precisión tampoco es muy efectivo como veremos.

22. Es interesante constatar la aparente semejanza de esta cabeza con la del RP-3 británico que en la IIGM se empleaba en los cazas Hawker *Typhoon* para misiones de apoyo a tierra.

23. El Ejército del Aire disponía de dos Fokker C.X (cuyo código era R-7) provenientes de la aviación republicana. Era un biplano de reconocimiento armado que podía llevar una carga militar de 400 kg. Posiblemente se trate de este modelo, aunque no exista seguridad.

24. Se hallaron pegadas en un viejo cartel, en el que también se mostraban otras vistas del Instituto. Probablemente se preparó con ocasión de alguna visita.

25. Este avión fue motorizado en origen con motor Curtis-Wright *Cyclone*, fabricado bajo licencia en la URSS como M-25.

26. En el Anexo A.1.2 se presenta una lista con los aviones de caza que han estado en servicio en el Ejército del Aire.

27. En lo que sigue habrá numerosas menciones a esta empresa que en sus actividades de propulsión acompañó al INTA hasta el programa *Capricornio*. La UEE, empresa de gran raigambre en España, siguió una serie de procesos de fusión con otras empresas y cambios accionariales, lo cual es ajeno a este

estudio. No obstante, sí queremos reseñar que en 1969 las actividades que nos interesan pasaron a Explosivos Río Tinto (ERT) y, en 1988, volvía a recuperar el antiguo nombre de UEE. Por ello aparecerán ambos acrónimos, UEE y ERT aun cuando se trate de los mismos equipos de personas e instalaciones.

28. La denominan carga de proyección, por similitud con la terminología usada en la Artillería.

29. La nombran erróneamente como «velocidad inicial». La calculan como la razón logarítmica de las masas para esa velocidad de salida de gases.

30. Lo hallan como el cociente entre el impulso total y el peso del propulsante. El valor es muy alto, hay lógicamente un error en el cálculo del empuje.

31. En la Comisión Técnica Asesora de Cohetería se comentan estos aspectos, e incluso hay alguna opinión que considera que este cohete era innecesario.

32. La documentación de este cohete se encuentra en el expediente nº 2/6693 de la antigua Sección de Armamento. Además hay un conjunto encuadrado en cinco volúmenes, de los que falta el primero, con los aspectos técnicos del proyecto.

33. La contestación es de 1958. En concreto, había 2513 tubos de 695 mm cada uno, más 658 para cuerpos de los S-1 y S-2, más otras 658 cabezas.

34. Queremos recordar aquí que uno de los artífices de las nuevas concepciones fue Luis Pueyo Panduro, que se incorporó a la Sección de Armamento en 1960 y de cuya mano salieron el S-6 y el S-9. Dentro de la línea de reconocimientos también se ha de citar al proyectista Antonio Gil Expósito, que ya llevaba en el INTA desde sus inicios.

35. Este propulsante era el usado en los proyectiles antitanques para el Ejército de Tierra. En la UEE recibió el nombre de GDB-607, que suministró muestras con las que se realizaron 24 ensayos sin especificar la fecha. Esta problemática ya la hemos expuesto en el apartado «Propulsantes» correspondiente a los «Componentes básicos de los primeros cohetes».

36. Hoy día ya no existe ni la galería ni el antiguo emplazamiento, que desaparecieron en la remodelización de la zona en 1994. En cuanto al banco de ensayos, que denominábamos simplemente «piezo», estuvo en servicio hasta 1973. Luego se devolvió al Servicio de Armamento del Ejército del Aire, que era su propietario.

37. Las trayectorias se calcularon con el primer ordenador que llegó a España, un UCT de Univac que se instaló en la Junta de Energía Nuclear (antecedente del actual CIEMAT). Tomás Elices Concha fue quien confeccionó el programa de cálculo, el primero de esa clase en España.

38. La galería estuvo en uso hasta finales de los años sesenta y en ella también se ensayaron lanzamientos del cohete S-9 y las ametralladoras del avión HA-200 *Saeta*. Cayó en desuso por la falta de seguridad para los nuevos desarrollos y el crecimiento urbano en la zona. Su demolición tuvo lugar sobre 1994 con la remodelación de las instalaciones. La longitud era de 700 m, con merlones laterales de 5 m y cerrada en la parte posterior. Estaba situada en un lateral del actual edificio S-01, tenía una entrada amplia y una plataforma elevada que servía de observatorio.

39. El sistema se basaba en fotografiar con una cámara fija el vuelo nocturno de un cohete dotado de una trazadora. Esta era una bengala situada en la parte posterior y que se iniciaba simultáneamente con el motor. Delante del objetivo de la cámara había una rueda, que giraba a una velocidad conocida, y que interrumpía la toma de forma periódica. El resultado era una foto con una traza alternada sobre unos puntos de referencia cuyas distancias también eran conocidas. De la medida geométrica de lo anterior junto con la velocidad de interrupción, que también se registraba, se calculaba la velocidad del vehículo.

40. En total hay registradas doce operaciones. El piloto que efectuó más lanzamientos fue el capitán García Gutiérrez, aunque también colaboraron el comandante Palanca y los capitanes Machado y Josa. No se menciona el campo de tiro, pero parece deducirse que fue en el Polígono de Experiencias de Carabanchel.

41. Para la temperatura de 10 °C, la presión media era de 87 kg/cm², el empuje de 363 kg y el tiempo de combustión 0,80 s. A 40 °C, se convierten en 96, 379 y 0,73 respectivamente. Para la masa del grano propulsante registraban un valor medio de 1,533 kg, para el motor completo 5,975 y para la ojiva inerte 2,130 kg.

42. Los integrantes eran Gabriel Peña Aranda, Joaquín Quesada Galvañ y Mariano Vázquez Velasco.

43. Los primeros llegaron a España en 1954 dentro del acuerdo firmado con los EEUU en 1953. En el conflicto con Marruecos en 1957-58, a causa de Ifni, estos aviones no pudieron intervenir, ya que los EEUU consideraron que ese conflicto tenía carácter colonial, por lo que el Ejército del Aire tuvo que adquirir una nueva partida a un suministrador privado.



44. Emitido por el coronel Gabriel Peña, jefe del Servicio Central de Armamento del EA. En el escrito se mencionaba el número de cohetes adquiridos y su precio para que sirviese de indicación, que era de 708 pta [160 €-act] por unidad.

45. Digamos algunas palabras sobre la inhibición. La combustión de un grano propulsante se efectúa por capas paralelas a la superficie de combustión. Por tanto, aquellas superficies en las que no haya de haber combustión han de estar protegidas por un producto que evite la entrada del frente de llama: esta es la inhibición. A simple vista se aprecia que el material de la inhibición ha de ser insensible a la combustión, con sus altas temperaturas, y además ha de estar perfectamente adherido al propulsante, lo cual plantea problemas de compatibilidad entre los componentes de uno y otro. Todo ello, en unión con el propio proceso de la inhibición, representaba un conjunto de dificultades técnicas importantes.

46. El tema de la inhibición se trató en dos visitas realizadas a empresas belgas dedicadas a la fabricación de cohetes. La primera, en julio de 1962, a las Forges de Zeebrugge, la cual producía para Europa el cohete FFAR de 2.75", y a la que por parte del INTA asistió Luis Pueyo Panduro. La segunda fue a las Prouderies Reunies de Belgique en noviembre, con el claro objetivo de adquirir información sobre sistemas de inhibición para propulsores de doble base para la aplicación al S-9, así como sobre fabricación de propulsores en general. Asistió personal de la Jefatura de Armamento del Ejército del Aire y un químico del Cetme; por el INTA fueron Luis Pueyo Panduro y Gabriel Peña Aranda. La cinta de etilcelulosa tenía un espesor de 0,19 mm y se devanaba helicoidalmente en varias pasadas, procedimiento que usaban en el FFAR. Ello se complementaba con dos piezas del mismo material en las bases. En los informes se habla de la importación de esa cinta, pero esta operación no se llevó a cabo, sin que se haya encontrado el porqué no se hizo.

47. En julio de 1963 el INTA envió un presupuesto parcial por estos trabajos al Servicio Central de Armamento, que ascendía a 738 000 pta [140 k€-act], incluyéndose las partidas del propulsante y encendedores por UEE, y 30 espoletas experimentales por el Cetme, pero excluyendo las cabezas y tubos para los motores. En julio figura un crédito global de un millón de pta por el mencionado Servicio.

48. En 1966 todavía existían en la Sección de Armamento restos de los granos empleados para estos experimentos. No está claro cómo se interrumpía la combustión, si expulsando la tobera o en una combustión lenta a presión atmosférica con caída en agua. En ese año estábamos estudiando las estrellas para el S-11, por lo que empleamos los restos antedichos como contraste. Nuestros análisis se basaban en la evolución analítica de la geometría de la estrella, mientras que para el S-9 se había hecho desarrollando la evolución de la estrella en un tablero de dibujo, y midiendo la longitud resultante.

49. El segundo vuelo tuvo lugar el 8 de febrero de 1965 y el octavo el 23 de abril. No hay datos sobre el primero de los mismos. Los pilotos fueron los capitanes Negrón y Pisón.

50. Para los cohetes inertes el INTA pidió autorización para disparar en la denominada «Senda Galiana», situada entre los límites del INTA y la Base Aérea de Torrejón, en la que se habían realizado con anterioridad pruebas de pequeñas bombas. El Ejército del Aire lo denegó, sugiriendo primeramente el polígono de Caudé en Teruel, pero que finalmente también desestimó a favor de las Bardenas Reales de Navarra. Entretanto, se autorizó el tiro en el Aaiún. Los asistentes a esta prueba fueron Gabriel Peña Aranda, Mariano Vázquez Velasco y Manuel Amaro Manosalvas.

51. En el informe se citan como asistentes en la base de Zaragoza y en el Polígono de Bardenas, por parte de la Sección de Armamento, a Gabriel Peña Aranda, Antonio Gil Expósito, Samuel Estefanía Vallés, Mariano Vázquez Velasco y Manuel Amaro Manosalvas.

52. La Hispano Aviación desarrolló más lanzadores para el S-9, como el HASA 18.037 y el HASA 54.037.

53. Según testimonio de alguno de los presentes en la operación, el lanzador había estado en el campo de vuelo durante bastante tiempo y en su interior se había formado una pasta por efecto de la arena y la humedad que atascó los cohetes. Tras la operación de desarmado se extrajeron los granos y se apreciaron los defectos antedichos. No obstante, no está claro si esto ocurrió con el S-9 o con el Sneb, pues las revisiones se iniciaron en octubre de 1973 con una partida de 73 unidades de este último. El informe que recoge la operación habla de exudaciones de nitroglicerina, desprendimiento del inhibidor con formación de ampollas. El resultado fue considerado como no satisfactorio, recomendando que se diera de baja a esos cohetes.

54. La Fig. 1.24 corresponde al modelo modificado y en ella se aprecia la existencia de dicha pieza.

55. Posteriormente, como veremos, también se quiso utilizar en el S-11.

56. Cuando tratemos el desarrollo del S-12, explicaremos los problemas con este propulsante.

57. No está claro si ese lote se refería al S-9 normal con cabeza fumígena, o si bien ya se especificaba que fuesen de los mejorados, pues hay peticiones al INTA sobre la conveniencia de que se incorporasen las nuevas modificaciones, lo cual se llegó a acordar.

58. Fue debido a la creación de la empresa Aluminio de Galicia con participación de Earle y mayoría de la francesa Pecheney. La nueva sociedad tenía factorías en Huesca y Vizcaya, pero no en Galicia.
59. La contratación la realizó directamente el Servicio de Armamento del Ejército del Aire con la asistencia del INTA. Los tubos no estaban en buenas condiciones, pues parte del lote presentaba defectos superficiales, por lo que hubo que analizar el 100% de su totalidad.
60. Todos estos datos están en el informe sobre la visita realizada, en 1962, a las Forges de Zeebrugge, del que ya se ha hablado anteriormente.
61. En informe de 13-10-1966 se presentaba el proyecto dividido en 11 conjuntos, en los que se agrupan las 20 fases de un otro previo del mes anterior, con un presupuesto total que ascendía a 3 981 358 pta [600 k€-act]. Apenas se ha conservado documentación administrativa de esos años, por lo que se han seguido resúmenes preparados posteriormente. En uno de noviembre de 1976 se pasaba revista a todo el proyecto y se citaba el equipo técnico que lo realizó: Gabriel Peña Aranda, José Zalama Morán, Julián Simón Calero, José Luis Quesada Rodríguez, Manuel Segura Arias, Joaquín Quesada Galvañ, Jesús Jadraque Estévez y Antonio Gil Expósito. Existe otro documento de marzo de 1981, sobre todos los cohetes, que complementa el anterior, aunque con algunas discordancias en las fechas. En este se dice que el Instituto percibió un total de 4 881 350 pta [730 k€-act] por el mismo.
62. El porqué no se pasó a esta fase no está muy claro. Parece que hubo dos motivos: uno, las dificultades de adaptación del S-11 al LAU-3/A, y otro, la expulsión de los deflectores del chorro que quizás podrían impactar en el avión. Respecto a esta última, cabe decir que el S-11 estaba dotado de varios pequeños deflectores en el interior de la salida de la tobera cuyo fin era inducir un giro axial que incrementase la precisión. En los ensayos tierra-tierra realizados en Paracuellos del Jarama se dispararon varios cohetes FFAR como comparación, y efectivamente, el S-11 era más preciso. Sin embargo, el chorro fundía esos deflectores que se proyectaban hacia atrás estrellándose contra el LAU-32 y dejando huellas de los impactos, lo que hacía suponer que esto también sucedería en el avión lanzador en su caso, lo que retrajo el pasar a los lanzamientos en vuelo. En realidad, ese giro axial solo es necesario para lanzamiento a velocidad nula, y en ese sentido había una variante del cohete FFAR con sus cuatro toberas inclinadas que se empleaba en los helicópteros. Para el caso de un tiro desde avión el giro era irrelevante, más aún innecesario, como se justificaba por los análisis teóricos basados en la experiencia que ya se tenía por los estudios de dispersión en los cohetes de sondeo. Sin embargo, no se tomó la decisión de suprimir esos deflectores.
63. Una de las dificultades en un pliego de este tipo estaba en fijar los niveles de calidad aceptables para el producto, en especial para los elementos propulsivos, ya que en los mecánicos era más sencillo. En lo referente a los granos estaba claro que no se podía admitir ningún tipo de grietas, pero había oclusiones de multitud de tamaños y distribución así como otros pequeños defectos. El determinar la clasificación de todos estos defectos era una tarea ardua, y más enfrentándose con un fabricante. Afortunadamente, se incorporó al equipo de proyecto Ignacio Prieto Prieto, que había sido el responsable de la fabricación del cohete Oerlikon en España en la empresa MMM, quien aportó su experiencia en esa materia y posteriormente fue el encargado del seguimiento de los programas industriales.
64. En la actualidad se emplea en dotación en los aviones de reconocimiento marítimo P-3 *Orion* como arma disuasoria contra la piratería.
65. Esto también repercutió en el S-9, como ya hemos explicado.
66. Véase lo expuesto en la Nota nº 62.
67. Los informes emitidos por la Comisión Receptora recogen todas las incidencias sobre la recepción de este lote y del siguiente.
68. Estaba formada por personal del INTA y de la Jefatura de Armamento del Ejército del Aire.
69. En una explosión, la combustión se interrumpe instantáneamente y en los fragmentos del grano se aprecia muy claramente la textura de las zonas por las que la llama progresaba. En un caso de rotura por sobrepresión, es decir, con combustión normal, las superficies de la estrella están pulidas frente a la rugosidad de las fracturas. Cuando hay una grieta, por la que penetra la llama, quedan grandes zonas lisas además de la parte de la estrella.
70. Con el fin de mantener en operación a equipos y personal, en El Arenosillo, así como en los campos de ensayos, se realizaban lanzamientos periódicos con cohetes de prueba. Para ello se empleaba el FFAR con una cabeza que tenía en su interior una bengala fumígena. Estos entrenamientos estaban especialmente dedicados a los radares y sus operadores. Para el S-11 se diseñaron unas cabezas similares a las que se usaban con el FFAR, de las que se fabricaron 60 unidades en Talleres Generales del INTA a finales de 1976.
71. En este caso, además del INTA y de la Jefatura de Armamento, también estaba presente la Zona Territorial de Industria nº 4 del Ejército del Aire.



72. En informes fechados en 22-11-76 y 14-10-77, se citan las causas de estas conclusiones, y en el segundo se ponen en evidencia las discrepancias en el seno de la Comisión entre los miembros del INTA y los de la Jefatura de Armamento.

73. En un informe manuscrito de octubre de 1981 y con el título «Cohete S-11. Alternativa a la situación actual», se dice que Expal tenía un posible cliente que requería 150 000 unidades.

74. En una de las campañas de El Teleno, hubo un cohete que al salir del lanzador golpeó el suelo y en el rebote explotó con rotura de grano, como se comprobó al analizar los restos. El grano pudo romperse en el choque contra el suelo. Posiblemente las aletas no se abrieron correctamente en la salida. También hubo problemas en banco con el S-11M, pero directamente achacables a la inhibición.

75. Habida cuenta de que todas las partidas siguientes, que no dieron problemas, se hicieron con el mismo lote de granos fabricados por ERT, pero con una nueva inhibición y nuevas cámaras de combustión, quedan como posibles responsables de las roturas bien la inhibición, bien la fabricación de la cámara de combustión, y en concreto, el mecanizado del tubo como causa más probable. Al hilo de todas estas dificultades, citamos que en un informe de 10-11-73, se hablaba de la dificultad para mantener el diámetro exterior del tubo con un valor nominal de 70,4 mm (+0/-0,12), ya que con estas tolerancias a veces el espesor de la pared no llegaba a los 2 mm, valor que era considerado crítico.

76. Había tres en servicio: el MA3G (siete tubos), el LAU-3/A (19 tubos), el LAU-32B/A (seis tubos). Con este último hubo más problemas.

77. Se trata de los lanzadores que el Ejército del Aire había contratado con la Hispano Aviación (HASA), la cual sería absorbida por CASA en 1972. Nos referimos a los tipos 02.70 y 06.70, para dos y seis tubos respectivamente, ambos aptos según un informe de septiembre de 1976.

78. La mayor parte de la información se ha obtenido de un documento fechado en 10-11-1973 sobre el estado de todos los cohetes, esto es, el S-9 modificado, el S-11 normal y modificado, y el S-12.

79. Queremos recordar a Antonio Martín-Montalvo y San Gil, coronel del Cuerpo de Ingenieros Aeronáuticos, entonces jefe técnico del Servicio de Armamento, y que posteriormente ascendería al generalato, por el apoyo que siempre prestó a los desarrollos realizados en el INTA.

80. Hay cinco notas enviadas a la Jefatura del Servicio de Armamento entre octubre de 1977 y febrero de 1978, que nos permiten reconstruir la historia.

81. En una de las notas se dice que el Servicio de Armamento dispuso de un crédito de 15 Mpta [680 k€-act] para este programa, de los que fueron contratados con el INTA 5,75 Mpta [340 k€-act].

82. Puede ser el momento de hacer un recuento del destino de estos 2000 granos, únicos fabricados tras el lote piloto del INTA, que fue de 200. Los lotes I y II fueron de 500 cohetes cada uno más unos 50 más para ensayos en banco. Esto daría 1100, a los que habría que añadir los 350 del S-11B, con lo que se llega a 1450. A estos habría que sumar los rechazados, los empleados en las investigaciones, los utilizados en los tiros tierra-tierra y, lo que es importante, los empleados en el motor de la bomba freno-acelerada (PFA), que usaba ocho granos. Es muy posible que Expal quisiese reservar todos los granos posibles para la PFA, entonces mucho más interesante comercialmente que el cohete.

83. El informe de octubre 1981 lo dice muy claramente. Por parte de Expal, el posible cliente no mantuvo sus intenciones de compra; y por parte del Ejército del Aire decayó el interés como arma aérea. También hay que reseñar el paso a la DGAM de las actividades del Servicio de Armamento del Ejército del Aire, que había sido el interlocutor directo del Departamento de Armamento del INTA durante casi tres décadas, con lo que la realización de nuevas propuestas se volvió más difícil.

84. Así llamado por estar situado en la falda del monte de ese nombre, en las proximidades de Astorga. Era el campo de maniobras del Regimiento de Artillería Lanzacohetes de Campaña (RALCA), con sede en esa plaza. Este regimiento se creó en 1960 con el nombre de Regimiento de Artillería de Montaña nº 27, posteriormente pasó a designarse como Regimiento de Artillería Lanzacohetes y finalmente, en 1965, tomó el nombre definitivo.

85. La seguridad de una espoleta de percusión se consigue por una desalineación mecánica del tren de encendido. Este tren consiste en una cadena de explosivos, de los cuales el primero se activa con la percusión, produciendo una onda pirotécnica que inicia el segundo y así sucesivamente hasta la carga de guerra. La desalineación significa que esa cadena pirotécnica está físicamente interrumpida, tal que la posible detonación del primer elemento nunca llegaría al segundo. Para conseguir esta funcionalidad, en líneas generales, las espoletas constan de una masa de inercia que se desplaza cuando la aceleración sobrepasa un determinado valor, permitiendo que un sistema de relojería retire en un tiempo la interrupción mecánica alineando el tren, con lo que quedará en condición de armada. Hay, por tanto, una aceleración y un tiempo mínimo, no siempre independientes de la aceleración. El dispositivo funciona como un integrador mecánico. Es claro que tiene que haber una compatibilidad entre estos mecanismos y la dinámica del cohete.

86. El sistema era un radar *Doppler* cuya antena se alineaba con la trayectoria del vehículo.
87. El FFAR tenía un tiempo de combustión casi el doble de largo que el del S-11, y la espoleta M-427 se armaba por tiempo, y no era fácil reducir este para adaptarlo al del S-11.
88. El escrito en que se propone este proyecto lo remite el director del Departamento de Equipo y Armamento del INTA con fecha 7 de diciembre de 1968. En este escrito también se propone una espoleta electrónica para las bombas de baja resistencia, los estudios de un misil aire-aire y de una bomba guiada. Es claro que estas propuestas respondían a negociaciones previas.
89. El calibre estaba forzado por la máxima capacidad de extrusión de la UEE, que era 100 mm.
90. El presupuesto para 1969 ascendía a 3,5 Mpta [440 k€-act], de los que 1,5 Mpta [190 k€-act] eran para el INTA y 2,5 Mpta [320 k€-act] para la industria. Posteriormente, en una nota de agosto de 1969, se indica para finales de 1971 un total de 5,95 Mpta [740 k€-act].
91. En este cohete tuvieron una participación destacada Ignacio Prieto Prieto, Jesús Jadraque Estévez y Antonio Gil Expósito.
92. Los asistentes a este primer lanzamiento fueron Ignacio Prieto, Jesús Jadraque, Manuel Otero y Julián Simón.
93. El modelo elegido fue el «A», por lo que en algunos informes se designaba al cohete como S-12A.
94. El monto total ascendía a 16,2 Mpta [600 k€-act].
95. La preparación de las campañas corrió a cargo especialmente de Ignacio Prieto Prieto, junto con Jesús Jadraque Estévez, y los especialistas Robustiano Álvarez Fernández, Rafael Vizcarra Etayo y Enrique Gutiérrez Rincón. También asistieron José Ángel Ibarreta Manella y Julián Simón Calero, además del personal de las empresas. Hemos de repetir la inestimable colaboración del personal del RALCA.
96. La fotografía mostrada como Fig. 1.32 corresponde a este lanzamiento. Puede apreciarse la antena sobresaliendo de la ojiva.
97. Esta espoleta se armaba por una combinación de giro más un integrador mecánico.
98. Los trabajos los efectuó la sección de Ensayos de Armamento, interviniendo José Zalama Morán, José Ángel Ibarreta Manella, Juan Belloch Picó, Manuel Amaro Manosalvas y Enrique Gutiérrez Rincón.
99. Esto representa la situación en que el avión tiene que desprenderse de todo su armamento externo, bien sea por un problema propio o para una acción de defensa. La eyección de las cargas tiene que realizarse en condiciones seguras, ya que la maniobra pueden producirse sobre territorio propio o amigo.
100. Las fotografías proceden de la cámara de alta velocidad con la que se registró la operación, por lo que su calidad no es muy grande.
101. Es el mismo escrito de 15-3-1982, citado con anterioridad, en el que se finalizan los trabajos de los otros dos cohetes S-9 y S-11. El interés por mantener el S-12 parece que provino de la Comisión Asesora de Armamento y Material (CADAM).
102. Estas siglas significan Futuro Avión de Combate y Ataque, pues estaba en curso su proceso de selección, que recaería en el norteamericano F-18 con la designación de C-15.
103. Probablemente el LR 100-6, fabricado por Thomson-Brandt.
104. A mediados de los años sesenta, el Ejército del Aire puso en marcha un programa de nacionalización de armamento aéreo que comprendía tanto bombas como cohetes. El primer punto fueron las bombas de aviación de lanzamiento externo, llamadas de baja resistencia, y que, por tomar una referencia, correspondían a la serie Mk-80 usada por la USAF. El programa dio lugar a la familia denominada BR como siglas de baja resistencia. Se diseñaron y experimentaron las BR-50, BR-125, BR-250, BR-375, BR-500 y BR-1000. Los aviones que las ensayaron fueron el *Starfighter*, el *Phantom*, el *Saeta* y los *Mirage F-1* y *Mirage-III*, todo ello con sus correspondientes espoletas y accesorios. En las operaciones de la guerra árabe-israelí de 1967, conocida como de «los seis días», la aviación israelí atacó los aeropuertos egipcios aproximándose a muy baja cota con bombas frenadas por paracaídas, lo que permitía alejarse al avión atacante antes de detonar. El desarrollo de esta tecnología en España condujo a la familia de las BRP, que comprendía la BRP-50, la BRP-125, la BRP-250, la BRP-375 y la BRP-500, algunas con varias configuraciones. La ventaja operativa de estas bombas era que se lanzaban a muy



baja cota y cuando se soltaban se desplegaba un paracaídas que retrasaba la caída de la bomba, tal que cuando esta impactaba el avión estaba ya lejos y, por tanto, no se veía afectado por la explosión. Sin embargo, estas bombas no tenían ninguna capacidad perforante dada su baja velocidad de impacto en razón a la frenada del paracaídas. Para lograr esta capacidad surgió la idea de acelerarlas tras la frenada por un sistema de cohetes.

105. El desarrollo corrió a cargo del equipo que había sido el diseñador de las familias BR y BRP, formado por José Zalama Morán, José Ángel Ibarreta Manella y Juan Belloch Picó, con Leonardo Helguera en delineación.

106. La comisión estaba formada por Pedro Sanz-Aránguez Sanz y Pedro Pintó Tardón, a la sazón directores de los Departamentos de Armamento Aeronáutico y Aviónica respectivamente. A los técnicos de Eglin les interesó y se mostraron muy receptivos solicitando que España les enviara una misión con pilotos, aviones y armas para hacerles una demostración *in situ*, como suele ser usual en EEUU. Lamentablemente no se envió la misión, por parecer muy costosa. Posiblemente se perdió una buena ocasión.

107. Entre ellos la llamada «Guerra de las Malvinas», de abril a junio de 1982, en la que la Fuerza Aérea de Argentina apreció en sus operaciones la conveniencia de efectuar los lanzamientos de las BRP a una altura inferior a los 60 m. Sin embargo, en esas condiciones, el tiempo de vuelo de la bomba no era suficiente para que se armase la espoleta. La solución de emergencia adoptada fue su modificación, junto con variaciones en la táctica de ataque. Posteriormente, por las exigencias surgidas en esas operaciones y en algunas otras, se incrementó la capacidad de frenado de las BRP dando lugar a las «BR Super Frenadas», o BRPS. Este cambio también se intentó aplicar a la PFA.

108. En el estudio se preveía que el desarrollo se llevase a cabo en tres años por un coste de unos 150 Mpta [2,2 M€-act].

109. Quizás sea interesante comentar la labor española en el tema de esos dispensadores. España participó en los proyectos de ese tipo promovidos por la OTAN en la década de los 80, primeramente en el LOCPOD y a continuación en el MSOW (Modular Stand-Off Weapon) que parecía el definitivo. Su objetivo principal era la inutilización de las pistas de los aeródromos. Para ello transportaba varias decenas de bombas perforantes ligeras que desprendía con precisión cortando las pistas, después de un largo recorrido (centenas e incluso miles de km) volando autónomamente a muy baja cota. Con el MSOW se pretendía sustituir al *Tomahawk*, que parecía obsoleto. El programa estaba liderado por EEUU con Alemania, España, Inglaterra e Italia como participantes. En 1984 comenzó la fase competitiva de propuestas, con dos consorcios liderados por las empresas norteamericanas Rockwell International y General Dynamics respectivamente, cada uno de ellos incluyendo empresas de los países indicados. En el primero de ellos participaba CASA y en el otro SENER. Los Directores de este Proyecto en ambas empresas, José María Monasterio en CASA y Pedro Sanz-Aránguez en SENER se habían formado durante bastantes años en trabajos de cohetes y misiles en el INTA. El trabajo de diseño/propuesta fue muy intenso, pero la OTAN cortó el programa en 1989, según se dijo, por el excesivo gasto que generaba el incluir en el nuevo misil los variados requisitos de todos los países participantes, pero lo que seguramente tuvo un efecto decisivo en ello fue el que EEUU desclasificó y presentó la versión operativa, en 1988, de su sistema de navegación GPS (Global Positioning System) que, con un coste bastante más bajo y mejores actuaciones, desbancaba a los sistemas existentes (comparación con el terreno, I2R, Laser, etc.). Por tanto, se modificó el *Tomahawk* para introducirle el GPS, por lo que ya no resultaba necesario el MSOW. De todas formas, al disolverse los consorcios internacionales, las distintas empresas pretendieron aprovechar el trabajo y conocimientos adquiridos, proponiendo misiles nacionales para misiones de menor alcance pero del tipo del *Tomahawk* y del MSOW. En España, CASA presentó a la DGAM el ALADA (Arma Lanzada A Distancia Autónoma) y SENER su ALFA (Arma de Lanzamiento Fuera de Alcance). Ninguna de esas propuestas pasó de esa categoría. En otros países, la propuesta quizás más interesante fue el *Taurus* (Alemania), que llegó a la fase operativa y fue adquirido por el Ejército del Aire español en mayo de 2009.

110. En este sentido Expal, en los años posteriores, desarrolló y fabricó regularmente el CAT-70, que como su nombre indica era de 70 mm, que respondía a un requerimiento del Ejército de Tierra para dotar a los helicópteros de ataque de la Fuerzas Aeromóviles del Ejército de Tierra (Famet).

111. Véase al respecto: «Los primeros años del Ejército del Aire. Una larga y difícil postguerra»; en *Aeroplano*, nº 29/2011, pp. 256-275, del que es autor José Luis González Serrano, quien, junto con Carlos Pérez Uribarri y Rafael Coig-O'Donnell Durán, nos han ayudado en la preparación de esta tabla.



Los cohetes de sondeo



Los cohetes de sondeo supusieron un salto cualitativo en la evolución de la coherería en España. Tal como hemos visto en el capítulo anterior, hasta el final de la década de los 50 estas actividades en España fueron muy reducidas y casi nulas las espaciales. Hubo, sin embargo, estudios de tipo académico en la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos (ETSIA)¹, principalmente, y en la Escuela Politécnica del Ejército; así como las llevadas a cabo en la Asociación Española de Astronáutica. No obstante, aunque esas actividades eran escasas y no muy intensas, estaba involucrado en ellas un grupo de científicos, ingenieros y oficiales muy prestigiosos y entusiastas, que desarrollaron las bases técnicas y políticas que conducirían al comienzo formal de la coherería moderna y de la investigación espacial en España. Por parte del INTA, como ya se indicó, fue en el año 1959 cuando se dio el pistoletazo de salida con contactos con la USAF y la NASA para iniciar colaboraciones en esos temas, comenzando una serie de visitas de estudios de personal INTA a las instalaciones de esas entidades y su asesoramiento al Instituto.

Los primeros años de esa década fueron de una gran efervescencia espacial y empezaron con la celebración del seminario sobre Ciencia y Tecnología del Espacio en marzo de 1960, a los que siguió la creación en el INTA de la Comisión Técnica Asesora de Coherería y de un Grupo de Trabajo de Coherería que elaboró en junio de 1960 una Memoria², y otros documentos anexos, en la que se presentaron los siguientes temas:

- a) Desarrollo de nuevos cohetes aire-tierra.
- b) Establecimiento de un polígono de ensayos de cohetes y misiles.
- c) Desarrollo de un cohete de sondeo.
- d) Estudio de un misil aire-aire o tierra-tierra.

Indudablemente, no se estaba aún en una situación que permitiese el tratamiento adecuado de esas propuestas, pero el trabajo de esa Comisión podría considerarse como el precedente de las actividades que sobre esos mismos temas darían comienzo formalmente a partir de 1964.

En paralelo con los trabajos de esa Comisión, miembros de la misma, en unión con otras personas de alto nivel del Ejército del Aire y del Ministerio de Asuntos Exteriores³, consiguieron la entrada de España en la Commission Préparatoire Européenne pour la Recherche Spatial (Copers) en 1960.

Después de esto, con el soporte del INTA y la Delegación española en Copers, se iniciaron intensas actividades de información y presentación a grupos gubernamentales, dirigidas a conseguir el comienzo de la investigación y desarrollo espacial de forma oficial, lo que culminó con la creación de la Comisión Nacional de Investigación del Espacio (Conie) en 1963. Con anterioridad a esa fecha, en 1962, se había firmado el protocolo fundacional del sucesor de Copers, European Space Research Organization (ESRO), aunque no fue efectivo hasta 1964, con España como uno de los miembros fundadores.

LA PLANIFICACIÓN INICIAL

La Conie, con el INTA como su organismo tecnológico, debía fijar las directivas de las relaciones con ESRO, así como definir y controlar los Planes Nacionales de Investigación Espacial. El primero de ellos se empezó a preparar en 1964, aunque su ejecución no se iniciaría hasta 1968⁴ terminándose en 1974; por ello, previamente se desarrollaría un Plan Preparatorio entre 1964 y 1968, que se concibió para establecer las bases sobre las que se apoyaría la realización de las actividades futuras. Ambos planes incluían dos grupos de actividades: científicas y técnicas. Las primeras comprendían la investigación espacial desde tierra, en avión y con cargas útiles científicas en cohetes de sondeo. En cuanto a las segundas, las principales fueron:

- Establecimiento de un campo de lanzamiento de cohetes de sondeo en territorio nacional.
- Diseño y desarrollo de cohetes de sondeo.
- Diseño y desarrollo de un satélite.
- Instalación de los laboratorios y plantas necesarios.

Estos puntos se acometieron en diferentes programas. Del segundo, que es el que mueve nuestro interés aquí, surgió primeramente el vehículo INTA-255, como parte del Plan Preparatorio, al que seguiría el INTA-300 y después el INTA-100. En paralelo, y también con posterioridad, se desarrollarían los correspondientes a los cohetes guiados, que emplearían algunas de las tecnologías provenientes de los cohetes de sondeo; se aprovechaba así la sinergia entre ambas áreas tecnológicas.

Lagunas tecnológicas

Alrededor de 1964, y aunque la teoría de la mayoría de las técnicas relacionadas con los cohetes eran ya conocidas bastante bien por los ingenieros españoles, su aplicación y experimentación en España era muy limitada. Por otra parte, el no ser miembro de la

OTAN dificultaba la adquisición de conocimientos, puesto que las principales técnicas y tecnologías para producir dichos vehículos estaban en manos de parte de los países de ese organismo; además, dada la naturaleza sensible de estos temas, España sufrió las restricciones aplicadas al tráfico de esos productos y al *know-how* asociado. Adicionalmente, al haberse adherido únicamente a ESRO y no a la European Launcher Development Organization (ELDO), se perdió una posibilidad importante de compartir los conocimientos tecnológicos sobre cohetes con los otros miembros europeos. Afortunadamente, las relaciones entre España y algunos de los países pertenecientes a esas organizaciones (EEUU, Reino Unido, Francia, Alemania) eran buenas, lo que unido a la naturaleza básicamente civil de los objetivos nacionales, permitió acuerdos bilaterales, lo que resolvió hasta un buen nivel el problema de la transferencia de las tecnologías necesarias.

Los vehículos cohete en producción en España en aquel tiempo eran los pequeños aire-tierra, tales como el INTA S-6 ó S-9 con pesos de pocos kilos, y los tierra-tierra de barrera, estabilizados por rotación, con unos pocos kilómetros de alcance y dotados de carga propulsora multigrano⁵. Es claro que con esa clase de vehículos, la mayoría de los problemas típicos de los cohetes de sondeo (muy altos niveles de empuje, motores cohete optimizados y relativamente grandes, aerodinámica de vuelo hasta muy alto supersónico, calentamiento cinético, dinámica de vuelo a grandes alturas, ensayos en vuelo de vehículos no tripulados de gran alcance, etc.) ni siquiera se consideraban en la práctica.

En relación con lo expuesto, estimamos de interés presentar algunas de las principales lagunas tecnológicas nacionales existentes en la época, que tuvieron que cubrirse en un tiempo mínimo para poder efectuar el desarrollo de los cohetes de sondeo.

Propulsantes y motores

Las tecnologías esenciales de la propulsión cohete estaban a un nivel muy bajo en España en 1964. Únicamente se producían algunas pólvoras de doble base de bajo impulso específico, extruidas en pequeños granos (diámetro menor de 7 cm), totalmente insuficientes para las actuaciones requeridas por un cohete de sondeo ionosférico. Los diseños eran multigranos independientes con combustión externa-interna o estrellas simples de combustión radial.

En esa época se enviaron técnicos españoles a Alemania (Dinamit Nobel) para adquirir formación en pólvoras de doble base modernas y en los principios de los propulsantes compuestos de polibutadieno en su versión primaria CTPB. Todas esas tecnologías se conocían entonces a un nivel muy preliminar en España, y no podían ofrecer una solución al problema de los cohetes de sondeo en el tiempo requerido.

Para realizar cohetes con las actuaciones previstas, se firmaron algunos acuerdos de colaboración entre la compañía Bristol Aerojet Ltd. (BAJ), especializada en cohetes de sondeo, y el INTA, sirviendo la misma como puente desde el Reino Unido para la transferencia de las tecnologías requeridas.

Una de esas tecnologías fue la de propulsantes compuestos plásticos a base de poliisobutileno como combustible y perclorato amónico como oxidante. Este propulsante, desarrollado por el establecimiento gubernamental Rocket Propulsion Establishment (RPE) de Wescott, era perfectamente apropiado para un uso civil en cohetes de sondeo y se empleaba en varios motores británicos. Se podían fabricar motores de gran eficiencia, debido a su alto impulso específico, así como a los altos coeficientes de llenado que se podían alcanzar, dadas sus posibilidades de pegado superficial a la cámara y su naturaleza plástica.

Pero para los cohetes de sondeo, además de los nuevos propulsantes, se requerían motores con mayores diámetros (hasta más de 500 mm), largos tiempos de combustión (varias decenas de segundos) y altos niveles de empuje (más de 15 000 kg), todo ello incomparablemente superior a lo que se disponía entonces en España. Fue por tanto necesario adquirir no solo la tecnología del propulsante, sino también otras más, como cámaras de motor con soldadura helicoidal de precisión, materiales protectores térmicos para cámaras, toberas, ojivas, aletas, etc.

El objetivo del programa era llevar a cabo la fabricación de los motores en España. Para ello hubo que dotarse de las instalaciones y medios de producción precisos. Estas fueron proyectadas y construidas expresamente en el Reino Unido y montadas en España; las relativas a los propulsantes se ubicaron en Explosivos Río Tinto (ERT) y las de los motores se situaron en el INTA. En paralelo se construyó y equipó un Laboratorio de Propulsantes con los medios químicos, físicos y reológicos necesarios para el control de la producción y el desarrollo de los propulsantes de esta familia.

Asimismo, se tuvo que jubilar el vetusto y «sufrido» banco de ensayos piezoeléctrico del INTA, con solo un canal para empuje (de algunos cientos de kilos) y otro para presión, y pasar a otro, también en el INTA, con capacidad de hasta 50 toneladas de empuje, control remoto y decenas de canales de medida.



Diseño Aerodinámico y Calentamiento Cinético

La Aerodinámica era una materia bien conocida por los ingenieros españoles, dado el desarrollo de aviones, no solo subsónicos sino incluso supersónicos, así como los cohetes aire-tierra designados como «serie S», vistos en el capítulo anterior. Pero aquí también había casi un salto cualitativo entre esos pequeños cohetes militares, con velocidades subsónicas o moderado supersónico, y un cohete de sondeo como el INTA-300 (7 m de longitud) volando con números de Mach que variaban de 0 a 8 en cuestión de segundos. En este caso, era crucial diseñar el vehículo con resistencia aerodinámica mínima, para lo que tuvieron que desarrollarse en el INTA métodos específicos de cálculo (con la ayuda de nuestros colaboradores extranjeros). Problemas similares surgieron y fueron resueltos, como interferencias entre aletas de varias etapas, efecto del chorro de gases sobre los coeficientes aerodinámicos, etc.

Pero donde no existía ninguna experiencia en España, en aquella época era en calentamiento aerodinámico. Fue preciso adquirir técnicas exteriores y completarlas aquí. Tal fue el caso de las ojivas del INTA-255, fabricadas en el INTA con tela de material compuesto de fibra de vidrio y resina epoxi, o las protecciones de «durestos»⁶ para las aletas del más exigente INTA-300.

Dinámica de Vuelo Específica de los Cohetes de Sondeo

Aunque, en general, el estudio del movimiento de un cohete no era un gran problema si todos los datos e información necesarios fuesen conocidos, algunas características específicas de esos vehículos exigían un alto nivel de experiencia para poder estimarlas correctamente. Naturalmente, esa experiencia llegó a España a través de nuestros colaboradores extranjeros. Las siguientes se encuentran entre las más representativas de esas características problemáticas:

- La Resonancia Dinámica que aparece cuando la velocidad de giro axial iguala a la frecuencia natural de picado. Las variaciones en los parámetros dinámicos son tan amplias y rápidas, que se requiere gran experiencia práctica para elegir el ángulo de calado de aletas y el instante de vuelo óptimo para pasar la condición de resonancia que, normalmente, es inevitable.
- Separación de etapas. Su diseño también requiere un alto nivel de experiencia para seleccionar el método apropiado que minimice la variación en la dirección de vuelo provocada por la separación. Tres buenos ejemplos de sistemas de separación de etapas son los utilizados por los cohetes INTA- 255, INTA-300 e INTA-100 que se concretarán más adelante.
- Dispersión. Aunque esta noción era conceptualmente similar a la de los cohetes militares que se desarrollaban en España en esa época, las diferencias en actuaciones y trayectorias con los de sondeo eran tan grandes que se requirió una buena cantidad de transferencia de experiencia. No era solo cuestión de saber cómo calcular la dispersión, sino que era más importante y difícil, el aplicar las técnicas y tecnologías apropiadas para conseguir los datos de entrada (vientos desde el suelo hasta gran altura, desalineación del empuje, perturbaciones al lanzamiento, etc.). De hecho, esas dificultades no solo exigieron programas de cálculo muy específicos, sino también, y principalmente, métodos prácticos de lanzamiento que se emplearían en el campo de El Arenosillo.

Cargas Útiles Tecnológicas

La necesidad de utilizar cargas útiles tecnológicas para medir las actuaciones de cohetes en vuelo era un área que nunca había sido considerada en España hasta entonces, ya que jamás se había requerido la medición de tantos parámetros en un ambiente tan adverso y a distancias de más de 300 km. No existía ninguna industria española de sensores, por lo que los termopares, acelerómetros, giróscopos, sensores de alta presión, transmisores, multiplexores, etc. tuvieron que importarse. Aunque se había iniciado en paralelo otro importante programa para desarrollar electrónica espacial, esos elementos no estaban aún disponibles en los primeros lanzamientos de los cohetes de sondeo nacionales, y la importación tuvo que ser la fuente de suministro.

Las cargas útiles tecnológicas del INTA-255, INTA-300 e INTA-100 serán glosadas en los correspondientes apartados.

Integración del Vehículo

Como complemento a los equipos electrónicos, tuvieron que montarse instalaciones mecánicas específicas para realizar la integración de los vehículos con la precisión exigida. La determinación del equilibrado estático y de los momentos de inercia se resolvió con equipo proyectado en el INTA. Pero para el equilibrado dinámico de precisión, horizontal o vertical, fue necesario conseguir la maquinaria en el extranjero⁷.

Técnicas de Lanzamiento y Seguimiento

El lanzamiento de un cohete de sondeo requiere el uso de equipos y técnicas específicos que tuvieron que adquirirse o desarrollarse. Algunos de ellos fueron: diseño y construcción de un lanzador apropiado que introdujese el mínimo de perturbaciones; medidas de vientos desde tierra hasta gran altura justo antes del lanzamiento; vigilancia de la zona de impacto marina o terrestre prevista; determinación de la probabilidad de impacto en barcos en tiempo real; seguimiento del vehículo para obtener la trayectoria real; sistemas de telemetría, montaje y almacenamiento de los vehículos cohete; seguridad de operaciones; etc.

La orden de marcha

Se dio para los cohetes de sondeo en septiembre de 1966, cuando un ingeniero del Departamento de Equipo y Armamento del INTA se desplazó durante tres meses a la empresa Bristol Aerojet Ltd. para comenzar el diseño del INTA-255. Se iniciaban así las relaciones INTA-BAJ, ya con vistas a los futuros intercambios entre ambas.

Ese comienzo fue un éxito, pues, aparte del avance técnico en el diseño del cohete, se consiguió crear un ambiente de amistad y confianza entre ambos centros, lo que permitiría una evolución fluida, aunque con sus normales altibajos, en las posteriores actividades conjuntas que se requerirían⁸.

EL COHETE DE SONDEO INTA-255

Antecedentes y Objetivos

El proyecto del INTA-255, incluido en el Plan Preparatorio de la Conie, se escogió para comenzar la adquisición y desarrollo en España de las técnicas y tecnologías de los cohetes de sondeo. Por esta razón el primer objetivo del mismo fue formativo, dirigido a abrir la puerta para el inmediato desarrollo de vehículos comerciales de este tipo. El segundo era científico/tecnológico, enfocado a conseguir un vehículo utilizable para la realización de experiencias científicas de tipo medio (peso de instrumental de unos 25 kg) en las capas D y E y zonas inferiores de la F1 de la ionosfera. Por lo tanto, se requerían unas actuaciones de 150 km de apogeo para dicha carga útil.

El INTA-255 habría de ser, pues, de un tipo intermedio entre los puramente meteorológicos (5 kg de carga útil a 70 km de altitud) y los de sondeo de dos etapas con apogeos próximos al doble de los indicados para este cohete. Por lo tanto, habría que cubrir una zona de experiencias medianas para cuya realización se empleaban en ese momento vehículos grandes que, en esos casos, no se aprovechaban con toda eficiencia.

El resultado fue un cohete con excelentes características que podría haber sido utilizado operacionalmente. Esto no se realizó, pues los planes para el desarrollo de otro cohete de sondeo de mayores actuaciones, que fuera comercializable, el INTA-300, ya habían sido definidos y decididos con anterioridad a la finalización del INTA-255.

Desarrollo del Programa

Para este proyecto se estableció un acuerdo de colaboración con la firma británica Bristol Aerojet Ltd. (BAJ) de Banwell, Weston-Super-Mare (Inglaterra), constructora de los cohetes de sondeo *Skua* y *Petrel*, así como de otros vehículos y motores cohete de aplicación militar.

El programa se ejecutó bajo la dirección institucional del Departamento de Equipo y Armamento del que era director Guillermo Pérez del Puerto. Como se ha indicado, para poner en marcha las actividades se desplazó a BAJ un ingeniero del INTA durante tres meses (septiembre a noviembre de 1966), al que seguirían en viajes sucesivos otros miembros del equipo que entonces se formaba, y que se complementó con varios ingenieros adicionales y otros técnicos que permanecieron, de momento, en el INTA⁹.

De esta forma, el diseño se realizó en estrecha colaboración entre ingenieros españoles y británicos, debiéndose tratar de una forma clara y abierta los problemas de cálculo aerodinámico de cohetes, desde el régimen subsónico hasta el supersónico alto ($M=6$); calentamiento cinético; giro y resonancia dinámica; cálculo estructural, con materiales metálicos y compuestos (ojiva de fibra de vidrio y resina epoxi); predicción de dispersión (vientos, desalineación de empuje, etc.) y métodos de corrección; técnicas de lanzamiento, etc.

Dado que la transferencia completa de la tecnología de motores se había pospuesto al posterior proyecto, INTA-300, se utilizó un motor existente en el inventario británico, el *Goose II*, al que se le cambió únicamente la tobera por una de diseño español, con el fin de adaptarlo a la trayectoria de vuelo de su nueva misión¹⁰.



A fin de reducir la dispersión se proyectó un conjunto acelerador adicional, que se separaba de la etapa principal antes de abandonar el raíl de lanzamiento. Este acelerador recibe el nombre genérico de *booster* en inglés, palabra sencilla y con una aceptación internacional generalizada; sin embargo, se puede emplear el término «impulsor», que se adapta a esa función perfectamente y que fue el usado habitualmente por el equipo de proyecto.

Para cumplir la misión básica de entrenamiento se programó la realización de tres prototipos que se lanzaron con éxito desde el Campo de Lanzamiento de El Arenosillo en Huelva, entre 1969 y 1970, que se describirán más adelante.

El coste total de personal, materiales y colaboraciones desde 1967 a 1970 fue de 12,3 Mpta [1,7 M€-act], presupuestándose una futura preserie de tres vehículos, que no se llegaría a realizar, en 7,0 Mpta [0,97 M€-act].

Descripción del vehículo

El sistema¹¹ estaba constituido por una etapa principal y el pequeño impulsor para su lanzamiento, tal como se muestra en los esquemas de las Fig. 2.1a y 2.1b y en la fotografía de la Fig. 2.2, que recoge el vehículo en el lanzador.

El cohete tenía 6 m de longitud (de los que 1 m aproximadamente correspondía al impulsor), un diámetro de 255 mm y un peso de unos 300 kg, alcanzando un apogeo de 150 km con una carga útil total, incluyendo la cubierta, de 35 kg y un ángulo de lanzamiento de 85°. Sus características detalladas se presentan en el Anexo A.2.1.

Una característica típica, en cierta manera original, de este vehículo era su forma de lanzamiento desde un raíl de 8 m. El impulsor proporcionaba durante 0,25 s de combustión una aceleración de 25 g aproximadamente. Se iniciaba al mismo tiempo que el motor principal que proporcionaba un empuje unas cuatro veces menor pero durante 17,5 s. Esta etapa principal se apoyaba sobre el impulsor simplemente sin ningún tipo de pernos u otro mecanismo de unión, como se muestra en la Fig. 2.3, y se separaba al acabar la combustión del impulsor por el efecto de los gases del chorro sobre este, ocurriendo esta separación antes de que el cohete abandonase el lanzador. El efecto que se perseguía con este dispositivo de aceleración era aumentar la velocidad de salida de la rampa pero sin aumentar la aceleración fuera de la misma y consiguientemente reducir la dispersión en el punto de caída del vehículo. Sin ese dispositivo la dispersión sería alta, dado que el lanzador no era de gran longitud y la etapa principal estaba animada de una baja aceleración inicial (6 g) que daría lugar, por sí misma, a una muy baja velocidad de salida de rampa. Con esto, y aun teniendo en cuenta que las precisiones de fabricación del vehículo no eran muy altas, pues se pretendía un coste bajo

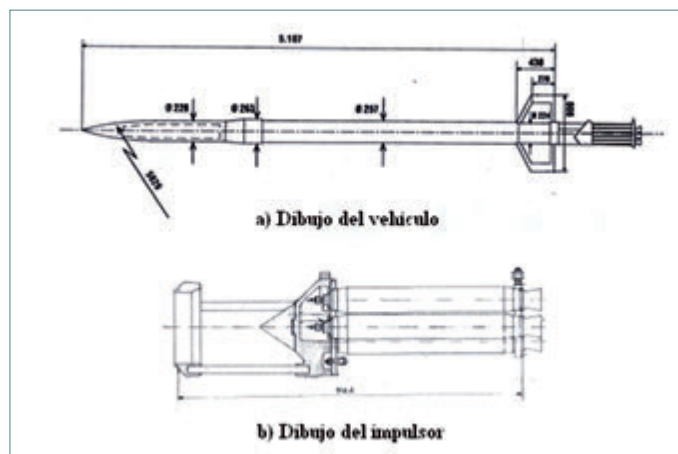


Fig. 2.1. Dibujos del cohete y de su impulsor. ■



Fig. 2.2. Vehículo INTA-255 en la rampa de lanzamiento. ■

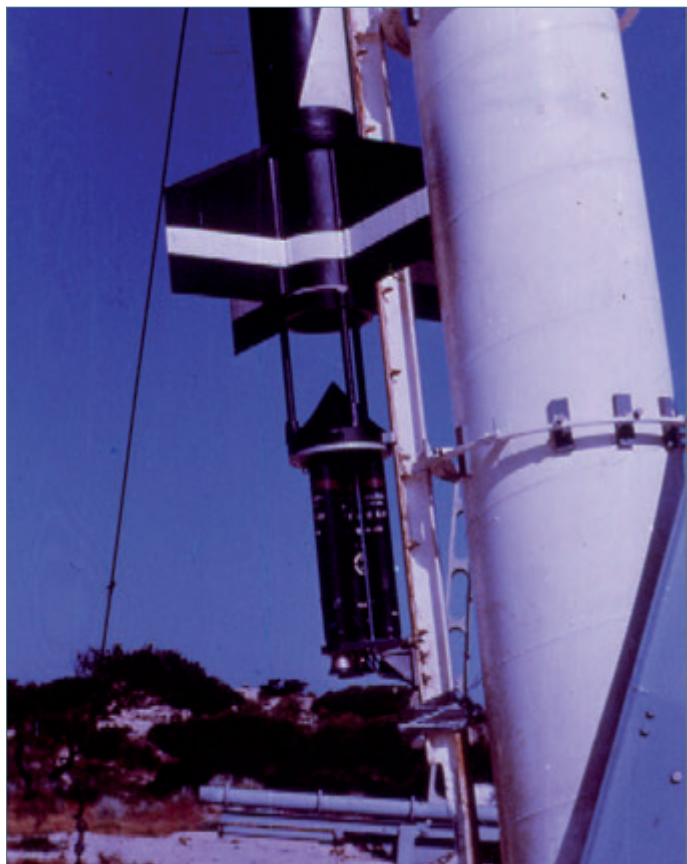


Fig. 2.3. Detalle del impulsor. ■

al tratarse de un vehículo esencialmente formativo, se consiguió un círculo de dispersión con un radio 3σ (99,7% de probabilidad de impacto) de 40 km, perfectamente aceptable en el Campo de Lanzamiento de El Arenosillo.

Como se puede apreciar en las Fig. 2.3, el impulsor estaba formado por un conjunto de 4 motores *Chick* unidos entre sí por dos placas de aluminio y con una protección de acero cónica frente a los gases del motor *Goose*. Cada motor del acelerador proporcionaba 21,2 kN de empuje durante 0,25 s y transmitía los 85 kN de empuje total a través de tres barras y un anillo de empuje. Se obtenía así en el lanzamiento la aceleración de 25 g mucho mayor que los 6 g de la etapa principal.

Hubo que realizar estudios muy cuidadosos para determinar el punto de la separación, que tenía que ser al final del rail pero siempre antes de abandonar el lanzador. Estos cálculos exigían una alta fiabilidad, puesto que era una operación de seguridad crítica, y como las predicciones teóricas del efecto del chorro sobre el impulsor eran de difícil evaluación, se llevaron a cabo ensayos simulados a escala en el antiguo banco del INTA, utilizando un cohete S-9 y una réplica a escala del impulsor. El acierto de las estimaciones se muestra en la Fig. 2.4, que presenta una secuencia de cuatro imágenes de este proceso, apreciándose en la última la separación antedicha. Estas fotos corresponden al lanzamiento del cohete de ensayo que estaba propulsado por un pequeño motor principal con similar efecto de gases sobre el impulsor que el real, del cual se hablará más adelante.

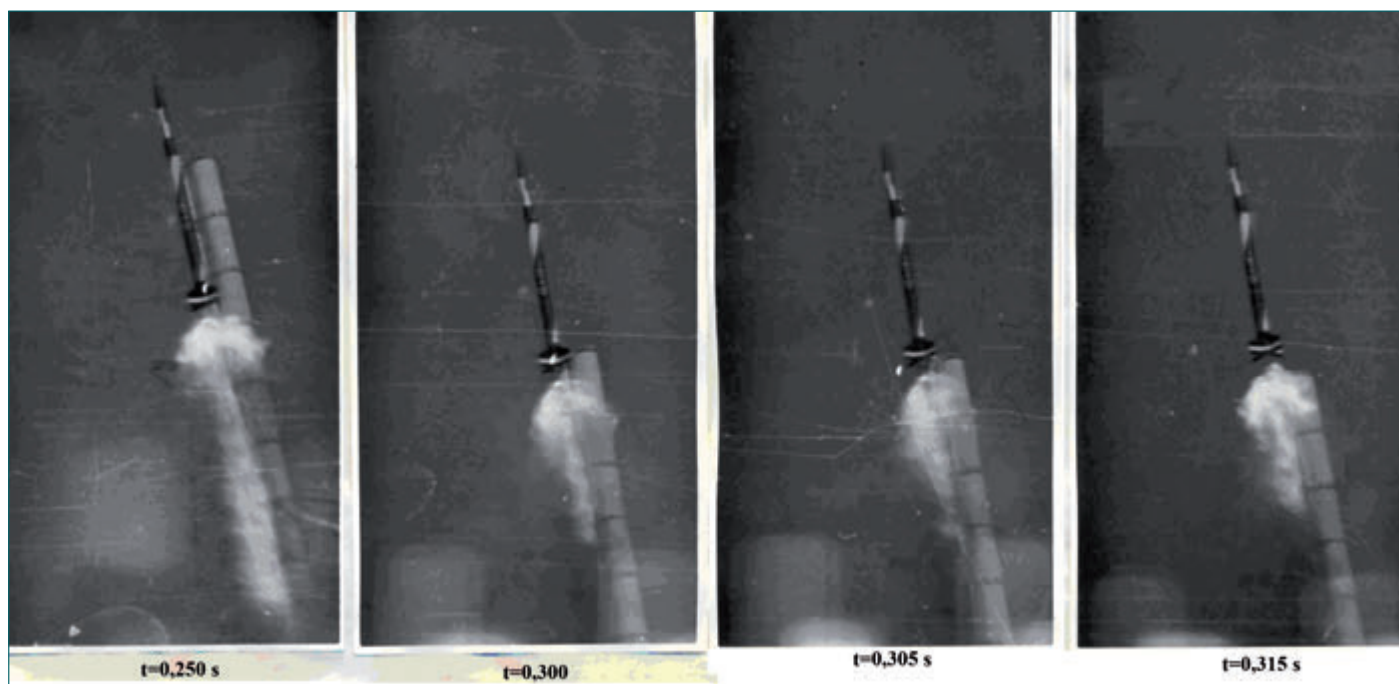


Fig. 2.4. Salida del lanzador (cohete INTA-255 de ensayo). ■



Configuración general del vehículo

En la Fig. 2.5 se presenta una sección longitudinal de la etapa principal del INTA-255. Está constituida por aletas, motor, cubierta de carga útil y ojiva, que se pasan a describir brevemente.

Las aletas eran de forma en planta trapezoidal, cruciformes de aleación ligera, con perfil plano doble-cuña, con bordes de ataque y salida recubiertos con chapa de acero inoxidable como protección térmica. Estas aletas iban sujetas a un cilindro terminal de aleación ligera moldeado y mecanizado.



Fig. 2.5. Etapa principal del INTA-255. ■

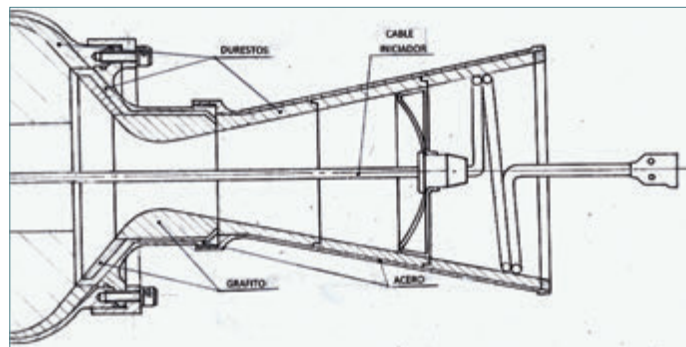


Fig. 2.6. Tobera del INTA-255 con el cable del iniciador. ■

Como se ha indicado, para este cohete se utilizó un motor inglés existente, el *Goose II*, que proporcionaba un empuje de 21,2 kN durante 17.5 s, aunque con algunas modificaciones. La más importante de estas fue la tobera que sería rediseñada por el equipo español optimizando el ángulo de expansión, que resultó inicialmente de 13°. La garganta era de grafito y llevaba protectores térmicos de «durestos» en el convergente y en el divergente (Fig. 2.6). Posteriormente se cambió ese ángulo a 14,5° al variar ligeramente la composición del propulsante.

Para la ojiva se eligió un diseño de perfil circular secante a la generatriz del cilindro de la cubierta de carga útil con un ángulo de 4,5° y una esbeltez de $L/D=3,5$. Se analizaron también modelos

con perfiles Von Karman y parabólicos, resultando de mínima resistencia para el régimen de vuelo de este cohete (hasta $M=5$), la ojiva circular mencionada. La ojiva fue fabricada en el INTA con material antitérmico, compuesto por mallas de fibra de vidrio con resina epoxi, siendo quizás el primer objeto volante de dicho material elaborado en España¹². La cubierta de carga útil era un cilindro de acero que se protegió térmicamente con una cubierta externa de polibutadieno. Según los resultados de los ensayos de vuelo, esta protección funcionó perfectamente, manteniendo la temperatura ambiente del compartimento de carga útil por debajo de 40 °C.

Carga útil tecnológica

Uno de los puntos más destacables del esfuerzo invertido en el INTA-255 fue la carga útil. En el INTA nunca se había abordado un sistema parecido y en España los trabajos similares eran muy escasos todavía. Si bien las actividades de diseño fueron compartidas con los colaboradores extranjeros, gran parte de la fabricación y calificación se efectuó en el Instituto. Además, esta primera carga útil fue el patrón que se seguiría en los cohetes posteriores, aunque la incorporación de las sucesivas mejoras tecnológicas en componentes y sensores las irían reduciendo progresivamente de tamaño. La instrumentación con que se dotó a la primera carga fue la siguiente:

- 2 acelerómetros axiales.
- 2 acelerómetros normales al eje.
- 1 acelerómetro lateral centrípeto.
- 1 transductor de presión de combustión.
- 6 termopares (3 en piel de ojiva, 2 para ambiente de carga útil, y 2 en aletas).

Todos estos elementos llevaban la electrónica asociada para acondicionar las señales que se muestreaban en un multiplexor mecánico de 48 canales al que seguía un transmisor de telemetría EMI-465 emitiendo en VHF de 464 MHz.

La configuración consistía en un conjunto de placas ensambladas mecánicamente por columnas; la instrumentación (sensores, electrónica, baterías y su conmutador, transmisor y duplexor, etc.) se distribuía entre las placas y se unían eléctricamente por mazos con sus conectores. En la Fig. 2.7 se muestra el conjunto de la carga útil, con la ojiva y la cubierta. A la izquierda de la figura está el conjunto interno en el que se aprecia lo expuesto. En la parte superior estaban las baterías, bajo ellas el transmisor, acelerómetros y multiplexor; en la zona intermedia, las cajas cilíndricas que contenían la electrónica, y en la parte más baja, el presostato. En el centro se muestra la cubierta, forrada de polibutadieno como protección frente al calentamiento, con sus antenas y el conector umbilical. Finalmente, a la derecha se presenta la ojiva.

Las antenas fueron las primeras que se desarrollaron en el INTA para utilización espacial, de acero inoxidable pues estaban expuestas a un elevado ambiente térmico, pues se alcanzaba el $M=6$, y funcionaron perfectamente¹³.

Es interesante resaltar la dificultad de colocación de los termopares de aletas, ya que la punta caliente de estos tenía que estar en las aletas (debajo de la cubierta de acero inoxidable del borde de ataque) y la junta fría, en el compartimento de la carga útil. Solo podían fijarse al exterior de la cámara de combustión, lo que se hizo manualmente con tiras de tela de fibra de vidrio embebida en resina epoxi, que se sujetaba con varias abrazaderas con tornillos de tensión alrededor de la circunferencia de la cámara de combustión. Asimismo, los pernos de dichas abrazaderas se cubrieron con carenas aerodinámicas de acero inoxidable; estos detalles se pueden apreciar en la Fig. 2.2. Este montaje penalizó la resistencia aerodinámica del vehículo, la cual se incrementaría en un 20%, por lo que, obtenidas las medidas deseadas en el primer prototipo, se eliminaron los termopares de aletas en el segundo.

Lanzador del INTA-255

Como ya se ha indicado, se precisaba un raíl de al menos 8 m de longitud para conseguir que con el impulsor se alcanzase una velocidad de salida aceptable (del orden de 60m/s) y que este se separara antes de que la etapa principal abandonase el raíl. Indudablemente, un lanzador para la masa de cohete y las grandes fuerzas presentes durante este lanzamiento, y que además no permitiera errores inadmisibles (deflexiones, velocidades angulares, etc.) a la salida, no era una cosa barata. Existían ciertamente unas restricciones económicas generales, pero lo más limitativo era la temporalidad que se había impuesto a este cohete, previo al operativo INTA-300, lo que no permitía un sistema muy caro para una reducida utilización. En consecuencia se adoptó una solución específica que satisfacía las exigencias anteriores.

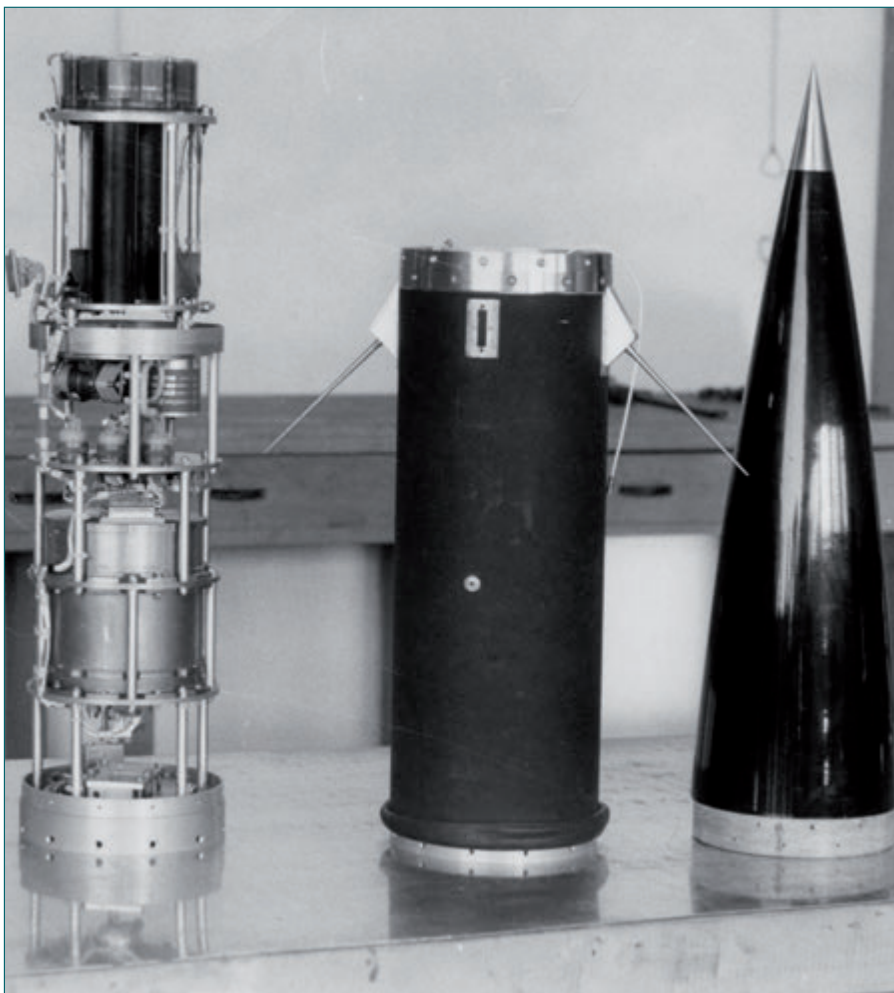


Fig. 2.7. Carga útil del INTA-255. ■



Esta fue emplear el lanzador del cohete *Skua* existente en El Arenosillo modificado. Dicho lanzador consistía en un tubo de 8 m de longitud y 60 cm de diámetro, en cuyo interior se deslizaba el cohete vehículo durante su lanzamiento. La envergadura del INTA-255 era mucho más grande que la del cohete *Skua* y por tanto no se podía lanzar por el interior. Sin embargo, la rigidez de este tubo era muy grande, por lo que se decidió adaptarle exteriormente un raíl (pletina de 9 mm de espesor y 100 mm de ancho) por medio de abrazaderas, sujetas al exterior del tubo con zapatas de presión de madera regulables con pernos, lo cual se aprecia claramente en las Fig. 2.2 y 2.3. La solución no era la más idónea para evitar ondulaciones en el raíl, lo que exigía unos ajustes muy laboriosos *in situ* antes de cada lanzamiento¹⁴, pero al final el resultado fue satisfactorio en los tres ensayos en que se utilizó.

Se dotó al cohete de cuatro pies (apoyos) para deslizamiento sobre la pletina. Dos pares, delanteros y traseros, en la etapa principal, y otros dos en el impulsor. El problema principal para evitar fuerzas y movimientos excesivos, perpendiculares al lanzador, era la precisión de alineación longitudinal del raíl, que solo admitía una desviación de 1 mm de deflexión por metro de longitud.

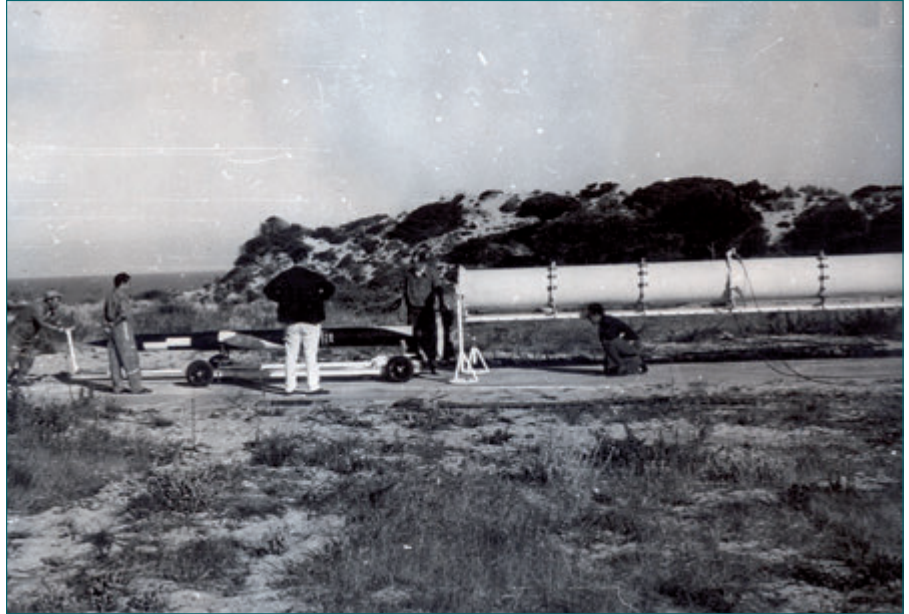


Fig. 2.8. Carga del cohete en el lanzador. ■

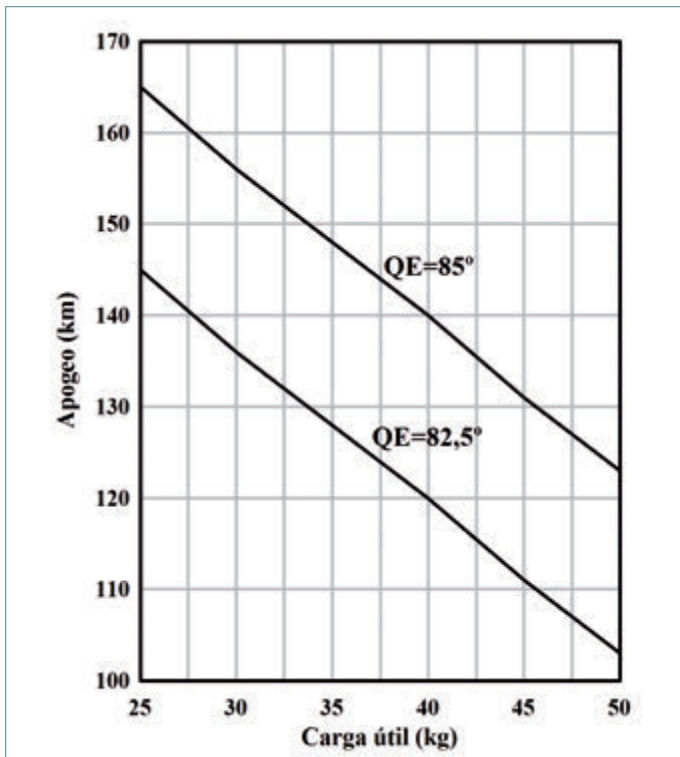


Fig. 2.9. Actuaciones del INTA-255. ■

Este lanzador *sui generis* no permitía efectuar la colocación del cohete en el raíl en un taller de montaje y luego transportarlo a la rampa, como se hace normalmente. Había que cargarlo en la misma rampa deslizándolo desde el carril de transporte como se aprecia en la Fig. 2.8.

Actuaciones, resonancia dinámica y dispersión

Las actuaciones se muestran en Fig. 2.9, que indica el apogeo en función de la masa de la carga útil para elevaciones de 82,5° y 85°. Se observa que el apogeo nominal es 150 km, con una carga de 35 kg y ángulo de lanzamiento de 85°, con una disminución de 8 km por cada grado de disminución del ángulo de lanzamiento.

Al lanzamiento, la aceleración máxima dada por el impulsor era de 25 g, con una velocidad de 58 m/s, la cual continuaba incrementándose hasta los 1800 m/s al fin de combustión del motor principal (17,5 s), a una altura de 15 km, alcanzando entonces el número de Mach máximo ($M=6$) y también la aceleración axial máxima en vuelo de 14,5 g. A partir de ese momento el vehículo ascendía sin propulsión hasta el apogeo, aproximadamente a los 170 s, y luego caía hasta el impacto, a los 380 s.

Los siguientes puntos que hubo que considerar fueron la resonancia y la dispersión, pero para su mejor entendimiento

conviene dedicarles unas palabras, aunque estos fenómenos se explican en detalle en el Anexo A.3. En relación con la resonancia hay que considerar que un cohete de sondeo es un vehículo sin ningún tipo de guiado, lo que simplifica su diseño y operación, pero como contrapartida, una vez lanzado estará sometido a perturbaciones y otros efectos adversos sin capacidad de corrección. Durante el vuelo, el vehículo, además de la translación, se encuentra sometido a dos giros básicos alrededor del centro de gravedad: el de cabeceo, caracterizado por su frecuencia natural de picado, y el de balanceo, o giro axial. El primero proviene de la respuesta aerodinámica por ser un sistema estable; el segundo, de las imperfecciones geométricas o aerodinámicas. Ambas frecuencias son función del tiempo a lo largo del vuelo abarcando un rango dinámico bastante alto, y cuando coinciden se produce un fenómeno de resonancia dinámica, cuya consecuencia, si no se pasa esa situación rápidamente, es aumentar el ángulo de ataque y por tanto las cargas estructurales, que pueden llevar a la rotura, amén de un incremento excesivo de la resistencia aerodinámica. Para prevenir esta circunstancia se provoca una rotación predeterminada mediante un ángulo de calado de las cuatro aletas, para que el punto de cruce se dé en condiciones favorables, tal que el cohete «pase» rápidamente por las condiciones peligrosas de la resonancia. En la Fig. 2.55 del Anexo A.2.2 se muestra la evolución con el tiempo de ambas frecuencias, apreciándose el punto de cruce. Tras estudios muy detallados se eligió un ángulo de calado de las aletas de 19 minutos con el que el paso por la resonancia dinámica ocurría aproximadamente a los 12 s de vuelo.

El otro punto a considerar es el de la dispersión en el punto de impacto, también tratado en el Anexo A.2.2. Las causas principales de la misma son tres: dos de ellas se deben a los errores y tolerancias de fabricación del vehículo; y la otra es la ocasionada por los vientos. Las dos primeras son debidas a la desalineación del empuje y las disimetrías aerodinámicas respectivamente. Ambas son intrínsecas del vehículo y solo estimables de forma aleatoria. Respecto al viento, los sistemas del campo de lanzamiento efectúan varias medidas con globos y anemómetros para obtener su valor en altura, que luego se convierten en un viento balístico equivalente para cada cohete en particular¹⁵. Con esta equivalencia se realizan las correcciones de la elevación y acimut del lanzador, para obtener el impacto nominal deseado. Sin embargo, la medición del viento lleva aparejado un error y, además, el propio viento tiene variaciones aleatorias con el tiempo, por lo que el impacto real se separará del deseado. Las tres fuentes de dispersión determinan tres círculos de probabilidad de impacto alrededor del punto de impacto nominal.

La distribución de los errores se supone que responde a una función gaussiana con desviación estándar σ , que se traducirá en una distribución similar en la probabilidad de impacto. La media cuadrática de los tres radios dará lugar al radio total, usualmente expresado para un valor de 3σ , que equivale a un 99,7% de probabilidad. Este valor es primordial para las autoridades del campo de lanzamiento, ya que con el mismo tienen que evaluar las zonas de caída y la probabilidad de impacto en algún objeto que se encontrase en ellas.

Para el INTA-255 los radios de los tres círculos de dispersión eran:

- $r_w = 9,83$ km (1σ), viento.
- $r_\delta = 7,80$ km (1σ), empuje.
- $r_a = 3,00$ km (1σ), aerodinámico.

que sumadas pitagóricamente daban como resultado $r = 13$ km (1σ), o bien $R = 39$ km (3σ), valor de la dispersión total, lo que era perfectamente aceptable para el campo de El Arenosillo. Los detalles individuales de los factores de dispersión se muestran en la tabla A.2.4 del Anexo.

Lanzamientos del cohete INTA-255

Como se ha indicado, se realizaron tres lanzamientos con este cohete, dos en 1969 y uno en 1970. Siendo un proyecto eminentemente para formación técnica, se prestó especial atención a estos ensayos, puesto que debían proporcionar confirmación a las teorías y cálculos realizados.

Lanzamiento del Cohete Simulado

Como se puede comprender, el lanzamiento del INTA-255, con unos valores de masa, aceleración y empuje relativamente altos, empleando para ello un lanzador que podríamos llamar «de circunstancias», no era una labor que presentase inicialmente todas las garantías de éxito a los técnicos que, además, era la primera vez que trabajaban con un vehículo de esa magnitud. A esto se le unía el carácter novedoso del diseño de un impulsor que se encendía al mismo tiempo que la etapa principal, soportando durante 0,25 s su chorro de gases, y que debía separarse de ella, ineludiblemente, antes de que saliera del raíl. Eran muchas



novedades para arriesgarse a disparar un cohete real sin probar antes el proceso de lanzamiento; por otro lado, también eran los primeros años del campo de lanzamiento, por lo que parecía necesario extremar todas las precauciones.

Así que se decidió diseñar y construir una maqueta de la etapa principal, que reprodujera exactamente la configuración y geometría de masas del vehículo real. Dicha etapa se dotó con un motor cohete *Thrust* que proporcionaba un empuje de 22 kN (similar al de la etapa principal) pero con un tiempo de combustión de solo 1,7 s, en lugar de los 18 s del real. Este conjunto simularía con bastante exactitud el movimiento en el lanzador, con la separación del impulsor, la salida del raíl y los primeros 200 m de vuelo con propulsión. El resto de la trayectoria sería bastante segura con solo unos 1000 m de apogeo y 600 m de alcance.

El impulsor era el real y, por supuesto, el lanzador también. El ensayo se realizó el 19 de junio de 1969. La Fig. 2.8 muestra el proceso de carga de este vehículo, desde el carro de transporte hasta el raíl, y en la Fig. 2.10 se puede apreciar todo el conjunto en posición de disparo.



Fig. 2.10. El cohete de ensayo del INTA-255 en la rampa. ■

Se dispusieron en el campo, cerca de la rampa, dos cámaras fijas de alta velocidad (Faxtax y Hulcher), que dieron un excelente reportaje del movimiento en el lanzador, incluyendo la separación. Con cineteodolitos se observó la trayectoria durante los primeros 150 m de vuelo, considerados como críticos, y con otras cámaras Elquet se registró el giro del cohete alrededor de



Fig. 2.11. Salida del vehículo. ■

su eje gracias al dibujo helicoidal con que se pintó al vehículo. Con el radar del campo se obtuvieron muy pocos datos de trayectoria, pues no era adecuado para tan cortas distancias.

Los resultados fueron totalmente satisfactorios, inclusive se recogió el impulsor a unas decenas de metros de la rampa, sin daños por el impacto. La excepción fue el agrietamiento en la raíz de las barras de empuje del impulsor debido al efecto del chorro de gases de la etapa principal (Fig. 2.1). Aunque esa raíz era de acero y el tiempo de combustión del orden de 0,25 s, la acción de los gases fue suficiente para producir esas grietas. Este debilitamiento no garantizaba que en otra ocasión no pudiese ocurrir un fallo estructural del impulsor por ese motivo. La acción que se tomó fue recubrir el cono de deflexión de gases, incluyendo la raíz de las barras de empuje, con goma de polibutadieno (que se empleaba también en la protección interna de las cámaras de los cohetes sólidos y en la cubierta de vuelo de las cargas útiles), que resultó verdaderamente efectiva como se comprobaría en los lanzamientos reales posteriores.

Los buenos resultados de esta prueba animaron totalmente al personal del INTA y de la Conie, tanto a técnicos como a la dirección, para continuar con el proyecto.

Lanzamiento del primer prototipo del INTA-255

El primer cohete real completo (del que la Fig. 2.11 representa una de las tomas de la cámara P-2) emprendió el vuelo el 20 de diciembre de 1969. En esa foto también se aprecia un rastro del acelerador, a poca altura, sobre la vertical del lanzador.

Uno de los temores era el posible desprendimiento de los termopares, lo que no ocurrió, obteniéndose medidas hasta la reentrada del vehículo, claramente definida por el radar de seguimiento. Sin embargo, tal como se esperaba, sí se presentaron los efectos perniciosos del «ensuciamiento» de la configuración aerodinámica debidos a la colocación externa de los termopares. El incremento de la resistencia aerodinámica, que se estimó en más de un 20%, causaría naturalmente una pérdida del mismo orden del apogeo deseado. Pero esa configuración «sucia» tuvo además otro efecto «perverso», que fue el modificar el punto previsto de la resonancia, lo que trajo como consecuencia el que este fenómeno se mantuviera mucho más tiempo que el calculado. Esto, a su vez, implicó una penalización añadida en la resistencia aerodinámica a causa del mayor valor de los ángulos de ataque que se presentaron durante ese período, lo que se tradujo en una disminución adicional de la velocidad de otro 15%, alcanzándose un apogeo de 105 km. Esta altura resultó «previsible» *a posteriori* después de conocerse el efecto, imprevisible antes, que produjo la resonancia en este vuelo.

Una de las satisfacciones mas halagüeñas, en aquellos momentos iniciales, fueron las medidas de los termopares, que validaron los cálculos de calentamiento cinético hechos durante el proyecto; un tema que los técnicos españoles no habían tenido ocasión de experimentar antes¹⁶. En la Fig. 2.12, se muestra la evolución de cuatro de ellos; se aprecia el ascenso muy rápido al principio, la estabilización y un lento enfriamiento.

Otro resultado interesante fue la evolución de la presión de la cámara obtenida a partir del transductor de presión, y que se presenta en la Fig. 2.13. En ella se observa el empuje en vuelo deducido de las medidas de presión en la cámara y se compara con los datos obtenidos en banco en tierra. Se puede apreciar que la presión supera de forma notable en el último cuarto de acción de la combustión a la obtenida en tierra. Esto se debe al citado calentamiento cinético exterior de la cámara de combustión, que se transmitía al propulsante, aumentando así su temperatura y consecuentemente la velocidad y presión de combustión.

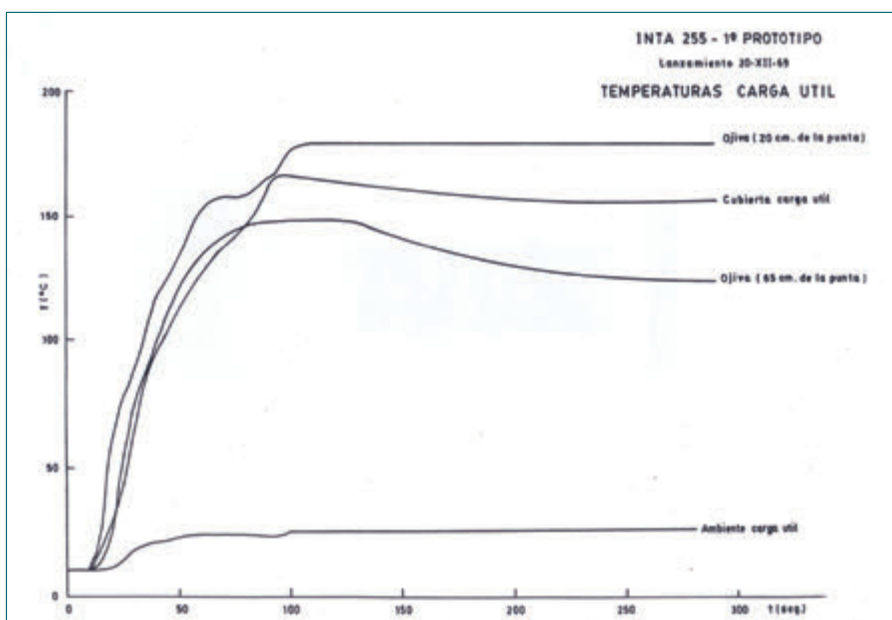


Fig. 2.12. Registro de temperaturas en el INTA-255. ■



El resto de medidas, como velocidad de giro y aceleraciones axiales del vehículo, se adecuaron muy aproximadamente con las previsiones teóricas, introduciendo las correcciones debidas a la instalación de los termopares de cola.

Naturalmente, el problema de daños en el impulsor, que había aparecido con la maqueta, ya no se presentó, pues la protección de polibutadieno colocada había actuado eficazmente.

Lanzamiento del segundo prototipo del INTA-255

Se realizó el 12 de diciembre de 1970 con un ángulo de elevación de $QE=82,5^\circ$. La carga útil era similar a la del primer prototipo, también con el mismo sistema VHF EMI-465, de 48 canales, pero aquí se prescindió de la medida de la temperatura en las aletas, ya que se había comprobado el correcto funcionamiento de las mismas. El prescindir de los termopares evitaba todo el engorro que significaba su instalación y las pérdidas de actuaciones derivadas de ellos.

Sin embargo se utilizaron más canales para aceleraciones y vibraciones. El equipamiento para las medidas con esta carga útil constaba de los siguientes elementos:

- 1 transductor presión en cámara.
- 2 acelerómetros axiales.
- 3 termopares en cubierta y ojiva.
- 4 acelerómetros normales.
- 1 acelerómetro piezoeléctrico para vibraciones con amplificadores selectivos.
- 6 termistores en carga útil.

Funcionaron correctamente todos los canales de la carga útil tecnológica excepto los del acelerómetro piezoeléctrico. Sin embargo, los acelerómetros de frecuencia media se comportaron perfectamente y se apreciaron con ellos las aceleraciones transversales del cohete y su incremento al pasar por la resonancia, que presentó una duración similar a la prevista, bastante menor que en el primer prototipo. También las temperaturas medidas fueron consistentes con los resultados del primer vuelo.

En la Fig. 2.14 se presenta la trayectoria de este vehículo reconstruida a partir de los datos proporcionados por los radares del campo; confirmando la muy buena aproximación de las estimaciones teóricas para ese ángulo de lanzamiento.

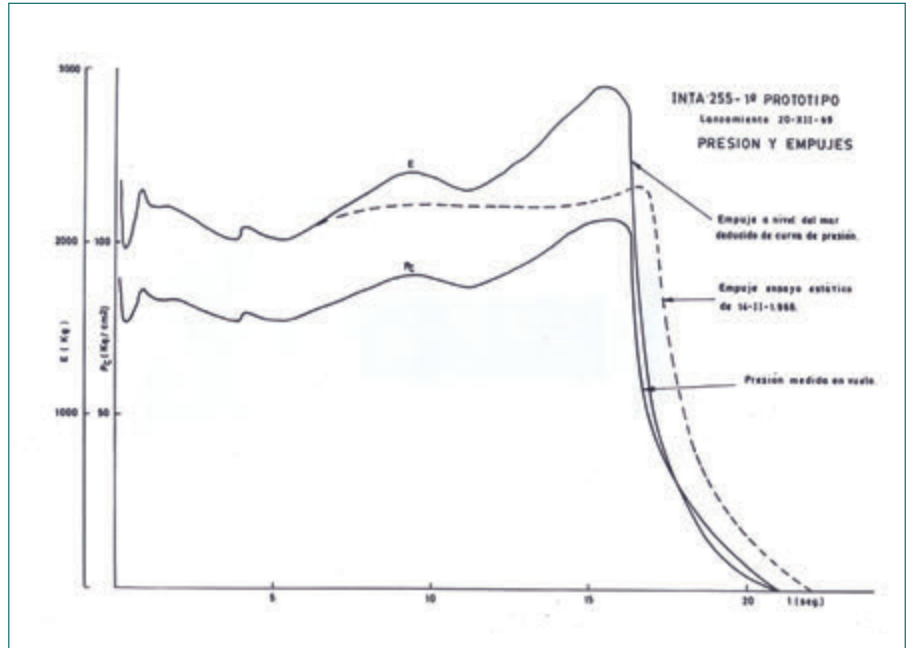


Fig. 2.13. Registros de presión y empuje en el INTA-255. ■

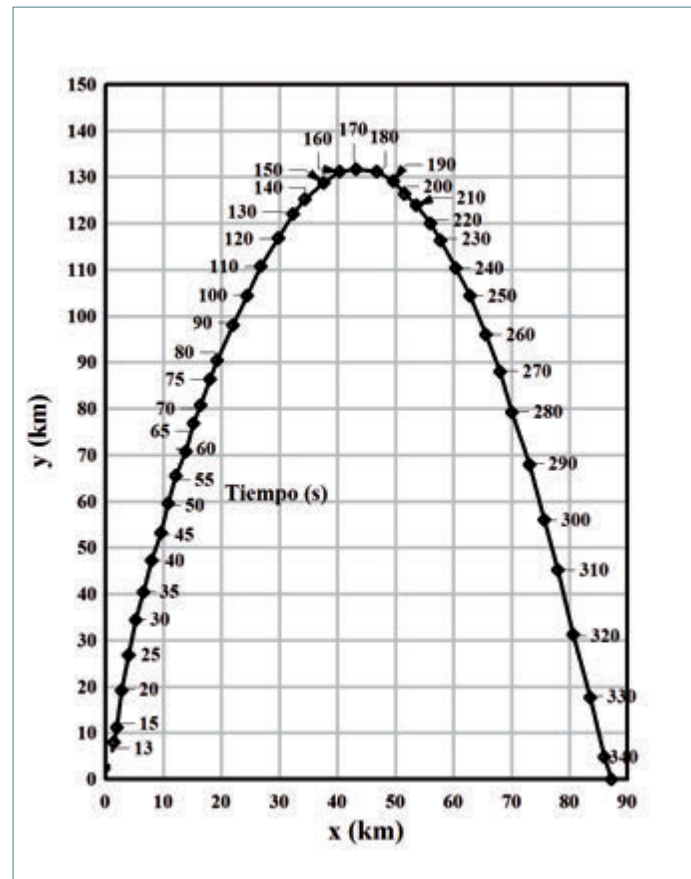


Fig. 2.14. Actuaciones del INTA-255 (Segundo prototipo con $QE= 82.5^\circ$). ■

También se exponen tres instantes del movimiento del vehículo en el lanzador en la Fig. 2.15.

Conclusiones

Con el proyecto y desarrollo del INTA-255 se habían conseguido la mayoría de las técnicas de diseño de cohetes de sondeo e incluso de fabricación de alguna de sus partes (ojiva de fibra de vidrio y resina epoxi, cargas útiles tecnológicas, lanzador, etc.), con lo que se iniciaba ya con un importante bagaje de conocimientos sobre el tema el estudio del vehículo INTA-300. En este, sería la propulsión, tecnología pendiente del anterior programa, el principal objeto de transferencia.

En lo que se refiere al vehículo, el resultado fue un cohete de sondeo de excelentes características que, con muy poco más de esfuerzo, podría haber sido comercializado.

Sin embargo, cuando se lanzó el segundo prototipo ya estaban en marcha los estudios del INTA-300, cohete con mayores actuaciones y muy altas características, el cual además tenía potencialidad para su operación desde el campo de ESRO en Kiruna, lo que no era posible con el INTA-255. Así, en enero de 1971, finalizó el desarrollo de este cohete después de haber cumplido con creces su labor formativa.



Fig. 2.15. Funcionamiento en el lanzador (2º Prototipo). ■

EL COHETE DE SONDEO INTA-300

Antecedentes y objetivos del proyecto

El INTA-300 era el objetivo del Plan Nacional de la Conie, que incluía tanto el vehículo como los medios para su fabricación en España. Como se deseaba que fuese un producto comercializable, se encontró que podía ocupar un «nicho» entre los cohetes de sondeo existentes, ya que la franja de los 300 km de apogeo con 50 kg de carga útil podría cubrirse con el INTA-300, tal como se muestra en la Fig. 2.16¹⁷. En esta figura se representan las masas de las cargas útiles y los apogeos de los cohetes de sondeo disponibles en esa época, y en ella se superponen las actuaciones deseables para el INTA-300. Además, se le impuso una condición adicional muy exigente: que pudiese dar servicio a ESRO, dotándole de la capacidad para ser utilizado desde el Esrange, en Kiruna, con un lanzador normal de 8 m de longitud. Este campo de lanzamiento se encuentra ubicado en el norte de Suecia y sus límites son fronterizos con Noruega y Finlandia, lo que limita de forma muy significativa la zona de caída. Por ello, este requisito equivalía a exigir que el círculo del 99,7% (3σ) de probabilidad de impacto tuviese 32 km de radio para que dicha zona se mantuviese dentro de los límites del campo. En la Fig. 2.17 se representa la situación de Esrange con su perímetro y un círculo de 32 km de radio con centro en el punto de impacto nominal que justifica lo expuesto.

El proyecto tenía como objetivo, además de la finalidad comercial indicada, la transferencia de tecnologías a España, con énfasis en la propulsión, para dotarnos de capacidad para proyectar y desarrollar cohetes de este tipo.

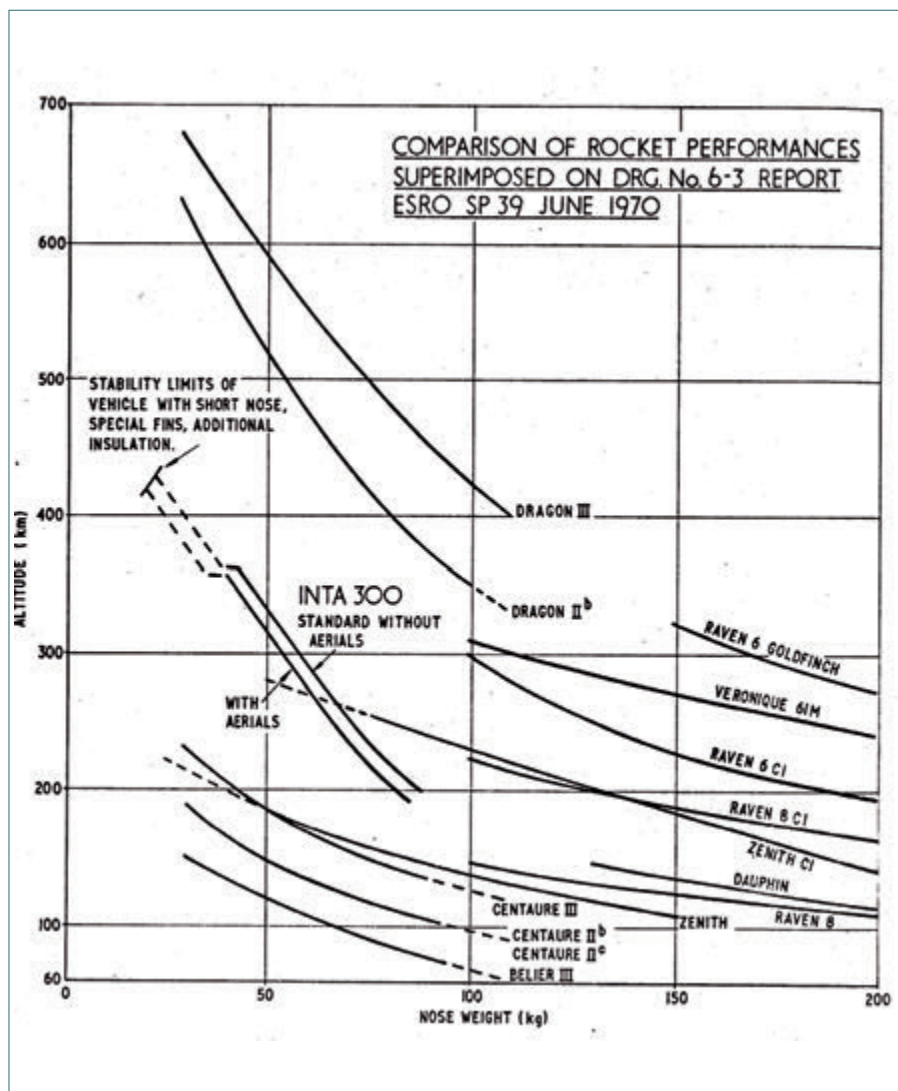


Fig. 2.16. Nicho comercial del INTA-300. ■

segunda, desde 1972 hasta 1974, comprendía el desarrollo, la fabricación y ensayo del vehículo definitivo, así como la materialización de las transferencias tecnológicas a España.

La fase de viabilidad

Como se ha expuesto, la fase de viabilidad se había llevado a cabo en 1968 y 1969. Los diseños conceptuales se acometieron aplicando dos directivas básicas: optimización de masas y dispersión total no superior a los 32 km indicados anteriormente. Ambas eran, como veremos, contrapuestas entre sí, por lo que se acometieron estudios muy exhaustivos con numerosas alternativas para alcanzar una solución aceptable.

El diámetro de los motores se fijó en 10" (255 mm) como en el INTA-255. Esta dimensión era un valor apropiado para los cohetes requeridos, y por otra parte facilitaría la transferencia tecnológica, dado que ese calibre era un estándar británico para motores de ese orden de capacidad propulsora.

Para la carga útil se eligieron inicialmente 30 kg internos, esto es, la instrumentación sin considerar la masa de la cubierta y ojiva que se estimó en 7 kg. Resultaba, por tanto, el valor de 37 kg como masa total (posteriormente, en la fase de definición, la segunda subiría hasta 10 kg, con lo que la masa total ascendería hasta 40 kg; finalmente, se incrementaría la masa de ins-

El programa

El programa arrancaba oficialmente en febrero de 1970¹⁸, aunque los diseños conceptuales y de viabilidad ya se habían realizado durante los años 1968 y 1969 de forma conjunta con BAJ, en paralelo con los trabajos del INTA-255. En los nuevos acuerdos con esta empresa se estipulaba que dicha compañía debería prestar no solamente la colaboración en diseño del vehículo, al igual que se había hecho con el INTA 255, sino que a través de ella se traspasarían los métodos, equipos y patentes de una familia de propulsores que le serían suministrados por el centro británico Royal Propulsion Establishment (RPE)¹⁹ de Wescott y la fábrica de llenado de cohetes de Bridgewater. Asimismo, también se requería una mayor implicación del RPE en el diseño de los motores. El coste de la asistencia técnica de BAJ fue de 35 Mpts [4,6 M€-act] aproximadamente, sin incluir la transferencia de la tecnología de la propulsión, para la que se acordó un precio de 60 Mpts [7,92 M€-act], quedando del orden de 15 Mpts [2 M€-act] para los gastos de INTA más otro personal de industrias españolas.

El programa se dividió en dos partes, continuadoras de la preliminar, o viabilidad, ya completada. La primera (1970-1971) se denominó Fase de Definición, y en ella se analizaron las soluciones óptimas, se seleccionó el diseño final y se preparó la transferencia de la tecnología de propulsión. La

trumentación en 10 kg, resultando 50 kg nominales para el total).

Se unían a los condicionantes anteriores, puramente técnicos, otros como la limitación económica, la exigencia de un tiempo de desarrollo corto y el evitar altos riesgos tecnológicos. Estos últimos requisitos llevaron al abandono de algunas soluciones de gran interés tecnológico, como las que incluían motores de segunda etapa de muy largo tiempo de combustión y bajo empuje, que se comentarán más adelante.

Para alcanzar el apogeo requerido era necesario utilizar dos etapas, donde la primera no podía ser un pequeño acelerador, como en el INTA-255, sino un motor que empujase enérgicamente durante algunos segundos. En la segunda, para cumplir los criterios de optimización general del sistema se exigía, a su vez, una optimización, tanto en la modulación del nivel de empuje a lo largo de la trayectoria, como en el llenado máximo de los motores. Para definir estos parámetros fue importante la colaboración del RPE que suministró los datos básicos.

Una solución práctica²⁰ para obtener una masa óptima en un cohete de dos etapas requiere, en términos generales, una primera de alto empuje y un tiempo de combustión corto, y una segunda con largo tiempo de combustión y baja aceleración. Una buena forma de acercarse a esa solución es el disponer un motor de segunda etapa con combustión frontal (denominados en «cigarrillo»), que, además de ayudar a cumplir con esos dos requisitos, posee también la ventaja de un alto porcentaje de llenado de propulsante (100%), por lo que su tamaño, incluyendo las partes metálicas, disminuye relativamente.

Esta segunda etapa estaría acompañada por una primera basada en motores existentes modificados convenientemente para conseguir la mejor combinación entre ambas. El proceso consistía en analizar las combinaciones de etapas, tomando como parámetros básicos las longitudes de los motores, tal que se alcanzase el apogeo de 300 km, a lo que se adaptaba el resto del vehículo. Todo ello representó un trabajo considerable de optimización. El criterio básico de esta era minimizar la masa total del sistema junto con la reducción de la dispersión.

Para ocuparse de este nuevo vehículo casi se duplicó el grupo de trabajo del INTA-255, parte del cual se trasladaría, durante temporadas de uno a tres meses, a la sede de la empresa BAJ para trabajar conjuntamente con su personal, así como con otras instituciones británicas que también intervendrían. Este equipo estaba compuesto por un grupo de dinámica, con cuatro ingenie-

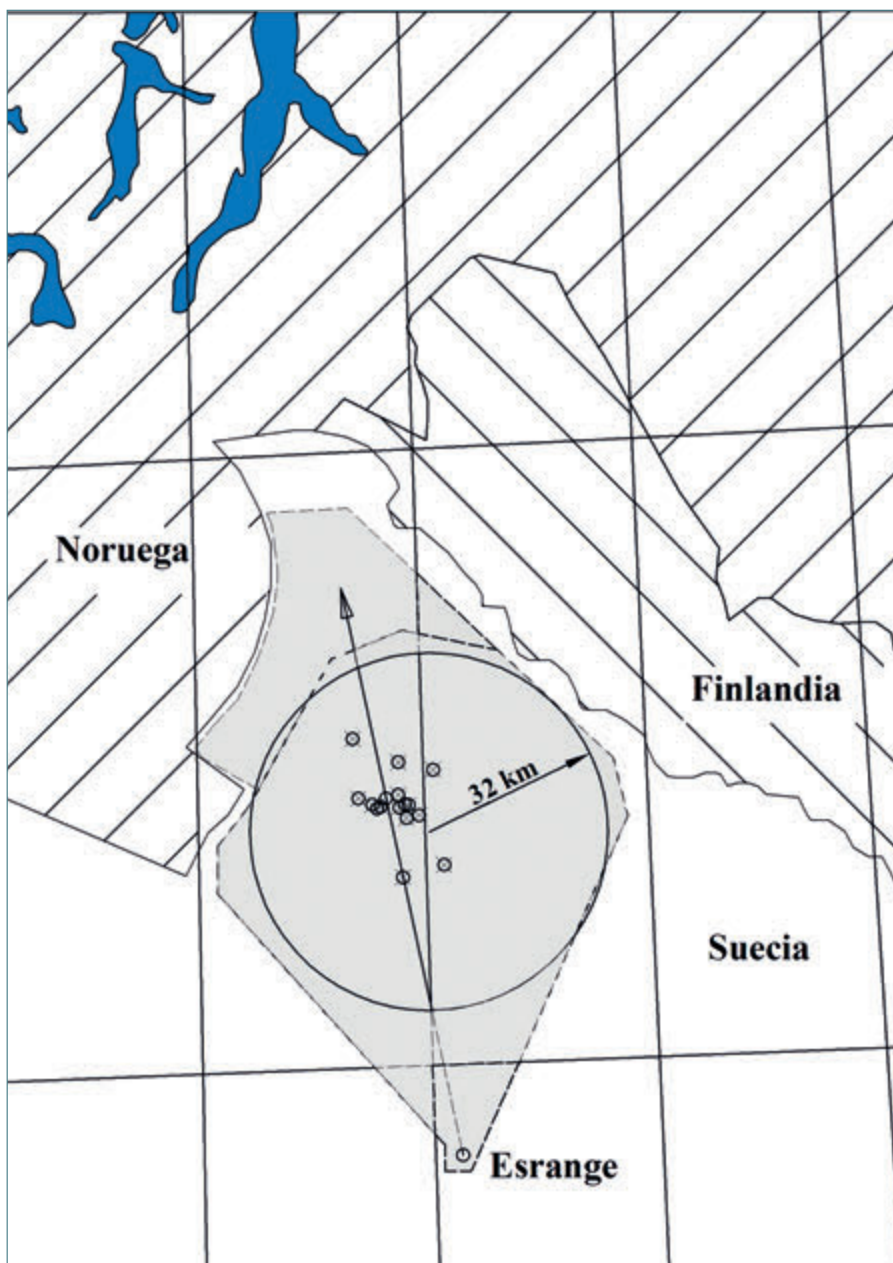


Fig. 2.17. Esrange (Kiruna, Suecia). ■



ros; otro de propulsión, con otros cuatro; y tres personas más dedicadas a las estructuras, electrónica, e integración y pruebas. La primera estancia tuvo lugar en el último trimestre de 1968²¹.

El análisis se atacó por dos caminos: uno basado en la solución en cigarrillo²² y otro como una mejora del cohete INTA-255. La mayor parte del esfuerzo se realizó sobre la primera de ellas, por sus ventajas conceptuales y por el hecho de que BAJ y RPE ya tenían experiencia previa en este tipo de motores²³.

Los datos de partida para los motores de la segunda etapa, habitualmente conocida como *sustainer*, los suministró RPE en junio de 1968²⁴, y se referían a tres supuestos motores con masas entre 91 y 141 kg. No obstante, esos datos se modificaron en los meses siguientes debido a la introducción de mejoras en el diseño de la camisa protectora y en los tiempos de combustión, lo que daría lugar a triplicar el número de motores empleados en la optimización. Para la primera etapa se partió del motor *Gosling II*, cuya masa de propulsante era de 189 kg, del que se derivarían tres *boosters* por acortamiento.

El proceso de optimización se basaba en el análisis trayectorial de varias combinaciones de ambas etapas que alcanzasen los 300 km de apogeo, junto con otras consideraciones de dispersión y de dinámica general. El resultado final que se obtuvo era un vehículo de 402 kg de masa total cuyas características se reflejan en la «Tabla de optimizaciones» que resume el proceso, y en la que también se incluyen las características más representativas de los motores a estos efectos²⁵.

La otra solución, basada en el INTA-255 como segunda etapa, consistía en este vehículo pero mejorado con una nueva primera etapa, que también procedía del acortamiento del *Gosling II*. El proceso de cálculo fue obviamente bastante más sencillo. El *booster* resultante necesitaba 79 kg de propulsante, con una masa total de 453 kg, mayor que para la solución en cigarrillo. Los datos de esta alternativa se incluyen en la misma «Tabla de optimizaciones», lo que permite algunas comparaciones.

Estos estudios, todavía conceptuales, terminaron a finales de 1968. En el año y medio siguiente se continuó con los trabajos en curso del INTA-255 y con las negociaciones sobre las fases del INTA-300, cuya definición se acometería en el tercer trimestre de 1970.

La fase de definición

La fase de definición comenzó en octubre de 1970, compaginando los trabajos con la preparación del segundo lanzamiento del INTA-255, con el objetivo de finalizar en el cuarto trimestre de 1971 con el prediseño y especificaciones del nuevo cohete. Asimismo, también se habrían de abordar la preparación y clasificación de los acuerdos con BAJ para el diseño final, la fabricación del vehículo y la transferencia de tecnología de motores. En ella intervino el equipo de trabajo completo²⁶ que pasaría varios meses desplazado en la localidad inglesa de Banwell, sede de la citada empresa, desde donde se contactaría con el resto de las entidades británicas.

La solución con combustión en cigarrillo, que claramente era la más favorable, no se estudió en profundidad ya que tuvo que descartarse. La decisión de abandonarla se tomó debido a la dificultad, coste y tiempo de desarrollo de un motor de este tipo con un diámetro de 255 mm, que superaba las dimensiones en las que BAJ y RPE tenían experiencia. En particular, se exigía un protector térmico interior de la cámara para absorber las dilataciones y eliminar esfuerzos en el propulsante, lo que precisaba un diseño muy novedoso y específico que podría poner en riesgo el proyecto.

Los trabajos siguieron las mismas pautas que en la fase de viabilidad, que era combinar motores para dar lugar a vehículos que se analizaban individualmente; sin embargo, ahora se incluía la aerodinámica, los efectos dinámicos y la dispersión con detalle, con el fin de manejar soluciones reales que cumpliesen con las restricciones impuestas para la posible operación en Kiruna. Se realizaron dos tandas de optimizaciones. En cada una de ellas se consideraba el motor de una etapa como de nuevo desarrollo y el de la otra como un derivado de otro ya existente por acortamiento. Obviamente, el tomar solo un motor como nuevo pretendía reducir el esfuerzo del desarrollo en tiempo y coste. Analizaremos ambas tandas.

Boosters optimizados

La primera tanda de estudios partió de un nuevo *booster*, mientras que los *sustainers* serían derivados del *Goose II*, el motor del INTA-255; en cierta medida se seguía con la última variante de la fase de viabilidad. Para los *boosters* se consideraron cuatro tipos de propulsante con otros tantos tiempos de combustión (en concreto: 2,5 s; 3,25 s; 3,82 s; y 5,0 s), cada uno en tres longitudes. El resultado eran 12 combinaciones a conjugar con los otros tres *sustainers*. Ya avanzados los trabajos, se redujeron los cuatro a solo dos tipos (los de 3,25 y 3,82 s), cuyo diseño además se refinaría más aún.

La solución final dio una masa total de 479 kg, que se consideró alta, ya que las previsiones eran de no superar los 450 kg. Los datos se muestran en la «Tabla de optimizaciones».

Sustainers optimizados

Este era el caso contrario. Se derivaron los *boosters* del motor *Gosling XV* y se definieron los nuevos *sustainers* con tres tiempos de combustión, designados como S_1 , S_2 y S_3 (para 13, 16 y 19 s respectivamente), además cada uno en tres longitudes. Esto daba lugar a nueve casos, que, al igual que en el supuesto anterior, sufrirían refinamientos sucesivos. Como ejemplo del trabajo realizado presentamos los resultados finales de esta optimización en la Fig. 2.18²⁷, que pasamos a comentar, aunque advertimos que hubo otros parámetros, como el margen de estabilidad estática, que también jugaron su papel y que no se han incluido por mor de la simplicidad expositiva²⁸.

En la figura, las curvas continuas en rojo representan las combinaciones que alcanzan 317 km de apogeo, para los tres *sustainers* mencionados. Sus longitudes se indican en abscisas y las ordenadas representan las masas totales del sistema. Los *boosters* necesarios se muestran en línea roja punteada, que son cuatro cuyos tamaños iban desde el B_1 al $B_{1/2}$, según la fracción del original *Gosling XV*, con un empuje prácticamente doble para el B_1 que para el $B_{1/2}$. Se aprecia que las masas disminuyen al aumentar el tiempo de combustión, todas con un mínimo entre los 210-240 cm de longitud de los *sustainers*.

Sin embargo, estos mínimos chocaban con el criterio de baja dispersión, cuyo radio del círculo de 3σ se representa por las curvas en azul con el eje de ordenadas en el lado derecho. Se limitaron para longitudes de los *sustainers* entre 130 y 200 cm, ya que para valores mayores se superaría el límite de dispersión de 32 km. Además, el efecto del tiempo de combustión del *sustainer* (S_1 , S_2 y S_3) sobre dichos radios era muy pequeño, lo cual se debía a que los efectos dominantes en la dispersión son la desalineación de empuje y el error del viento a baja altura, tal como se ha explicado para el INTA-255, ambos dependientes únicamente del *booster*²⁹. Se aprecia que la dispersión aumentaba cuanto mayores eran los *sustainers*, pues correlativamente disminuían los *boosters* y también la velocidad de salida cuya consecuencia era el mayor peso de los errores de viento, ya que el efecto de la desalineación de empuje era bastante más uniforme en toda la gama. El resultado combinado es la curva de dispersión designada como $n_\lambda=0$, que siempre superaba en bastante los 32 km estipulados. El procedimiento para disminuir estos valores era forzar a que el vehículo girase axialmente cuando salía del lanzador; de forma intuitiva lo que se pretendía era repartir la desalineación circularmente en el espacio alrededor de la trayectoria nominal. Ese giro se expresa de forma precisa por medio del parámetro n_λ , que indica el número de vueltas que el cohete realizaría durante el recorrido de la primera longitud de onda de cabeceo; los radios resultantes para varios valores de este parámetro son las curvas $n_\lambda=1, 2, 4$ y 6 , además de la ya comentada $n_\lambda=0$. Se puede ver que la dispersión disminuía con el número de vueltas, y que como mínimo el vehículo precisaba dar cuatro, no consiguiéndose mejoría sensible para seis. Con cuatro vueltas la longitud necesaria de los *sustainers* está sobre 180 cm. La elección recayó en el *sustainer* medio por consideraciones relativas al propulsante, resultando el punto marcado sobre la curva S_2 , cuya masa era 411 kg, que es el incluido en la «Tabla de optimizaciones». Como bien se dijo, la restricción en la dispersión era una condición muy exigente.

Finalmente, el giro se procuraría por unos pequeños motores cohete situados en los extremos de las aletas de la primera etapa, los cuales se iniciarían en el momento de la salida del lanzador. Si bien eran necesarios, constituían una complicación adicional.

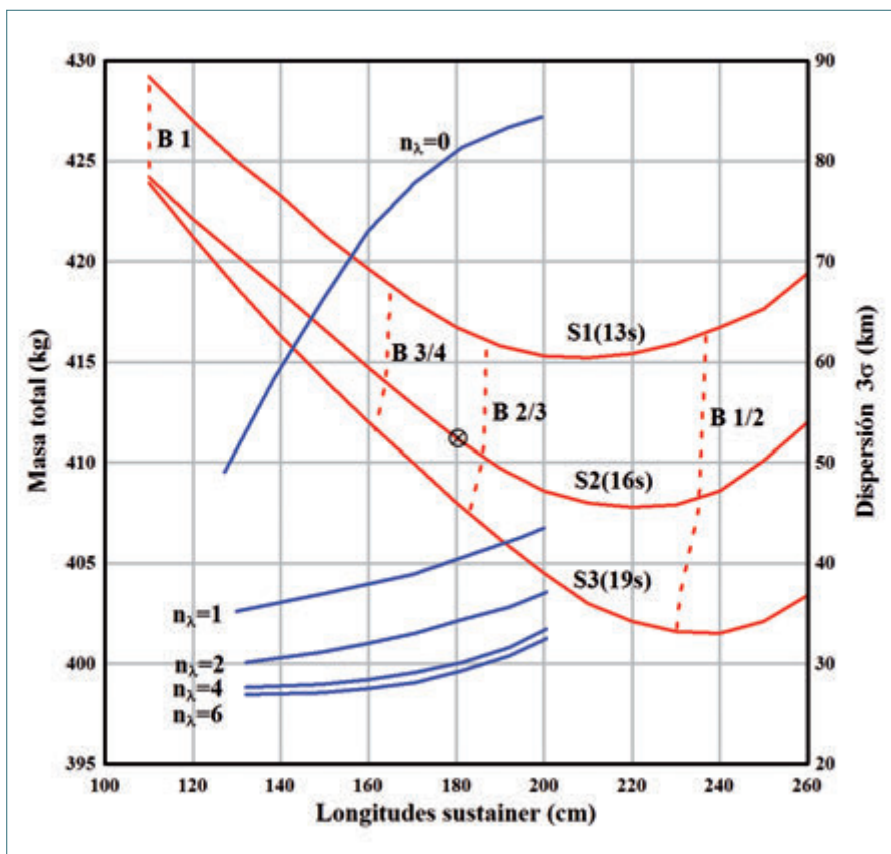


Fig. 2.18. Optimización. ■



Tabla de optimizaciones

	Conceptual		Definición		BAJ		Final	
Vehículo	Cigarr.	I-255	Boosters Optim.	Sustainers Optim.	Corto	Largo		
Apogeo	329	330	320	317	310	310	311	km
Carga útil	37	37	40	40	40	50	50	kg
Booster								
Masa prop.	119	79	155	128	149	189	189	kg
Masa etapa	181	136	216	190	215	269	260	kg
Tiempo comb.	2,3	2,3	3,25	3,25	3,25	3,30	3,20	s
Empuje	132,3	87,8	111,0	91,9	107	131,8	138	kN
Sustainer								
Masa prop.	132	208	165	132	138	138	137	kg
Masa etapa	184	280	223	187	190	190	193	kg
Tiempo comb.	34	17,5	14,4	16,0	14,6	14,6	16,5	s
Empuje	8,40	17,5	19,2	16,8	21,7	21,7	16,3	kN
Vehículo								
Longitud			7,4	6,2	6,64	7,27	7,27	m
Masa total	402	453	479	411	445	509	503	kg

La presentación de estos resultados está fechada en febrero de 1971³⁰. El equipo siguió perfeccionando el vehículo, definiendo el resto de los subsistemas y preparando la fase de desarrollo. Sin embargo, la última palabra todavía no se había dicho.

Propuesta alternativa de BAJ

En mayo de 1971, BAJ presentó una nueva alternativa al problema. La diferencia fundamental estaba en los valores adoptados para las masas y en los coeficientes aerodinámicos³¹. El *sustainer* era prácticamente igual al seleccionado S₂-180, pero con un menor tiempo de combustión (14,6 s), mientras que el *booster* era más grande; además había un aumento de masa, resultado de ajustes en el diseño, quizás con criterios más realistas y económicos. Las aletas de ambas etapas estaban fabricadas por largueros y costillas, las de la primera en aluminio y las de la segunda en acero, aunque para esta se contemplaba la posibilidad de fabricarlas con un núcleo en nido de abeja para aligerarlas. Los motores de giro estaban situados en los extremos de las aletas y con toberas en ángulo recto. Esta solución está detallada en la tabla bajo la designación de «BAJ-corto» con una masa total de 445 kg. Aparte de los inevitables incrementos de peso, el resultado se alejaba algo de los óptimos a cuya búsqueda se había dedicado tanto esfuerzo, aunque se incrementó la carga de instrumentos.

Sobre esta solución se estuvo negociando en los meses siguientes, con una importante insistencia en los aspectos económicos. En octubre BAJ presentó otra propuesta, que incluía una modificación de la anterior más otra nueva, denominada «BAJ-largo», que tenía como *booster* el motor *Gosling IV* completo aunque con ligeras modificaciones en la tobera. Los pesos habían vuelto a subir, en particular las aletas que se proponía fabricarlas en placas de aluminio con capas de aislante, con lo que su peso se incrementaba en 7 kg. La ventaja de esta solución, al decir de BAJ, estaba en que como el *booster* era un motor existente, solo se necesitaba un ensayo en banco para su calificación, frente a los cinco que serían necesarios en la versión acortada. Como mejora adicional se elevaba la masa de la carga útil en 10 kg; en total, el conjunto ascendía a 509 kg, como se recoge en la tabla de optimizaciones. La propuesta iba acompañada de una valoración económica que ascendía a £ 181 400, unos 30 Mpta [3,3 M€-act], y un plan de desarrollo de 24 meses.

Sobre estas propuestas se continuó discutiendo hasta noviembre de 1971, en que se adoptó como base la configuración «BAJ-largo»³². No obstante, y a pesar de estar ya el trabajo en curso, en enero de 1972 hubo otra modificación importante proveniente de RPE, que proponía la sustitución del propulsante del *sustainer*, ya que según advirtieron, el anteriormente considerado era susceptible de generar inestabilidades en la combustión³³. Evidentemente, tuvo que aceptarse, aunque los costes derivados corrieron a cargo de BAJ.

En la «Tabla de optimizaciones» se ha incluido como última columna esta versión final, que, como se puede observar, mejoró la anterior disminuyendo la masa total del vehículo. También se ha de manifestar que la dispersión subía hasta 44 km, lo que deshacía los deseos de que fuese menor de 32 km, uno de los puntos fuertes en toda la optimización. La causa residía en que por ser esa primera etapa un motor ya existente, su desalineación de empuje era el doble del valor supuesto en los análisis de optimización, concretamente: 3 mrad frente a 1,5 mrad (3σ), lo cual era la fuente principal de ese incremento. Como comparación, para el motor de la segunda etapa, que era de nuevo desarrollo, ese valor sería de 1,25 mrad (3σ). Quedaba así, para un futuro, mejorar el proceso de fabricación de la tobera de primera etapa y reducir las tolerancias con el objeto de alcanzar la dispersión fijada inicialmente, aunque ello supondría el aumento de coste correspondiente. Más adelante se tratará con más detalle este tema, analizando otras soluciones adicionales para el problema de la dispersión.

El desarrollo

El desarrollo del vehículo duró unos dos años y medio, desde principios de 1972 hasta mediados de 1974. El diseño detallado de todas las piezas se hizo conjuntamente entre el INTA y BAJ, con el correspondiente trasiego de planos entre ambos centros, así como la permanencia de ingenieros españoles en esta última empresa durante varias temporadas³⁴.

La mayor parte del esfuerzo correspondió al motor de la segunda etapa, incluyendo todos los utillajes y los ensayos en banco estático. Además, en paralelo también se llevaba a cabo el proceso de transferencia de tecnología al INTA, por lo que eran frecuentes las visitas de técnicos españoles de varias especialidades a BAJ o a otros organismos británicos. En el INTA se crearon nuevas infraestructuras, que se ubicaron en la zona de Armamento por razones de seguridad, y de las que se trata en el Capítulo 5. También se adquirieron nuevos equipos de ensayos no destructivos para la inspección de los motores³⁵. La planta de producción de propulsores se instaló en la factoría de ERT en Galdácano³⁶. La mecanización se llevó a cabo en su mayor parte en los Talleres Generales del INTA, pero también se contrató parte al Cetme.

Para las cargas útiles, el trabajo se realizó casi completamente en España. Las de los dos primeros prototipos fueron exclusivamente tecnológicas, siguiendo las pautas de las del INTA-255, con una estructura de platos sujetos por columnas. Incluso los transmisores, antenas, multiplexores y algunos sensores eran iguales o similares³⁷. Posteriormente, se introdujo nueva instrumentación y equipos más modernos. En las tres fotos superiores de la Fig. 2.21 se muestran detalles de la segunda de ellas, que en comparación con la del INTA-255 parece más vacía, debido a las mejoras tecnológicas; es más, en las del INTA-300B toda la parte instrumental casi se redujo a una sola tarjeta. Los ensayos de desarrollo y calificación se efectuaron en las instalaciones propias del INTA, así como las operaciones de calibración y equilibrado.

Otros aspectos a resaltar en la citada Fig. 2.21 son los motores de giro en las aletas traseras y sus módulos de control, la pieza interetapas con el pie de lanzamiento, la segunda etapa con la protección en fibra de carbono y el sensor de presión, etc.

Descripción del vehículo

Como complemento a los aspectos de desarrollo vamos a exponer los rasgos más importantes del vehículo, para lo cual nos ayudaremos de la Fig. 2.19, que es una reproducción de un díptico institucional preparado en esos años.



Los conjuntos del vehículo INTA-300

Las aletas de la primera etapa se diseñaron con criterio subsónico, ya que su máxima efectividad la tienen que proporcionar cuando el vehículo deja la rampa de lanzamiento. Estaban constituidas por «panel de nido de abeja» con un núcleo de material compuesto y chapa de aleación ligera en el exterior. Se acoplaban al anillo portaaletas por un herraje e iban caladas un ángulo de 19 minutos de arco para el control del giro y el punto de resonancia. Este anillo, como el resto de los existentes, provenía de tubo forjado de aleación ligera.

Los motores de giro se eligieron entre el inventario británico, recayendo en el *Imp XVIII*, con un empuje de 470 N durante 0,67 s. Se colocaron perpendicularmente en las aletas traseras e iban protegidos por carenas. Su sistema de ignición, que comprendía las baterías, seguridades inercial y de armado, e interruptor, estaba ubicado en el anillo portaaletas y repartido en cuatro módulos. La ignición se activaba por un interruptor deslizante sobre el raíl que se cerraba a la salida del cohete del lanzador.

Las dos etapas se unían por un diafragma roscado colapsable por el efecto de los gases de la segunda etapa, tal como se esquematiza en la Fig. 2.20. Este sistema proporcionaba una separación limpia sin impulsos asimétricos. Dada su responsabilidad mereció una atención especial, tanto por los aspectos estructurales como por el funcional. Por ello, se preparó una simulación estática del conjunto en la que el efecto del motor se sustituía por una descarga de aire; posteriormente, se repitió con el ensayo de un motor real en banco.

La unidad de encendido de la segunda etapa se situaba en el anillo interetapas y disponía de un temporizador, seguridades inerciales y sensor de presión de la primera etapa. El tiempo fijado para la ignición de la segunda etapa era de 6 s después de la salida, y puesto que la primera funcionaba durante 3,2 s, quedaban casi 2,5 s en vuelo interetapas, con ambas etapas unidas y sin propulsión; lo que, según los cálculos trayectoriográficos, resultaba favorable para incrementar las actuaciones³⁸.

Las aletas de la segunda etapa se habían diseñado para vuelo supersónico alto, ya que su máxima efectividad se requería en el fin de combustión de la segunda etapa, punto de número de Mach máximo ($M=7$). Para contrarrestar el efecto del calentamiento aerodinámico iban recubiertas de «durestos» como protección térmica. También estaban caladas 19 minutos para controlar el giro y la resonancia.

La cubierta de la carga útil estaba constituida por tres partes. La primera era la ojiva, en acero inoxidable, que terminaba en un anillo roscado en aleación ligera. La segunda la formaba un tubo cilíndrico del mismo material, rematado por un anillo roscado en la parte superior y otro atornillado en la inferior. La tercera era un cilindro más corto, todo en aleación ligera, que se unía a la cabeza del motor y al superior; este compartimento intermedio tenía como función el soportar el conector umbilical y el pie eyectable principalmente. Como protección frente al calentamiento, la ojiva y el cilindro superior se recubrieron con una pintura ablativa, mientras que el inferior lo estaba con «durestos».

Motores

Los dos motores compartían rasgos comunes. El propulsante era del tipo compuesto plástico; las cámaras de combustión de igual diámetro en acero de

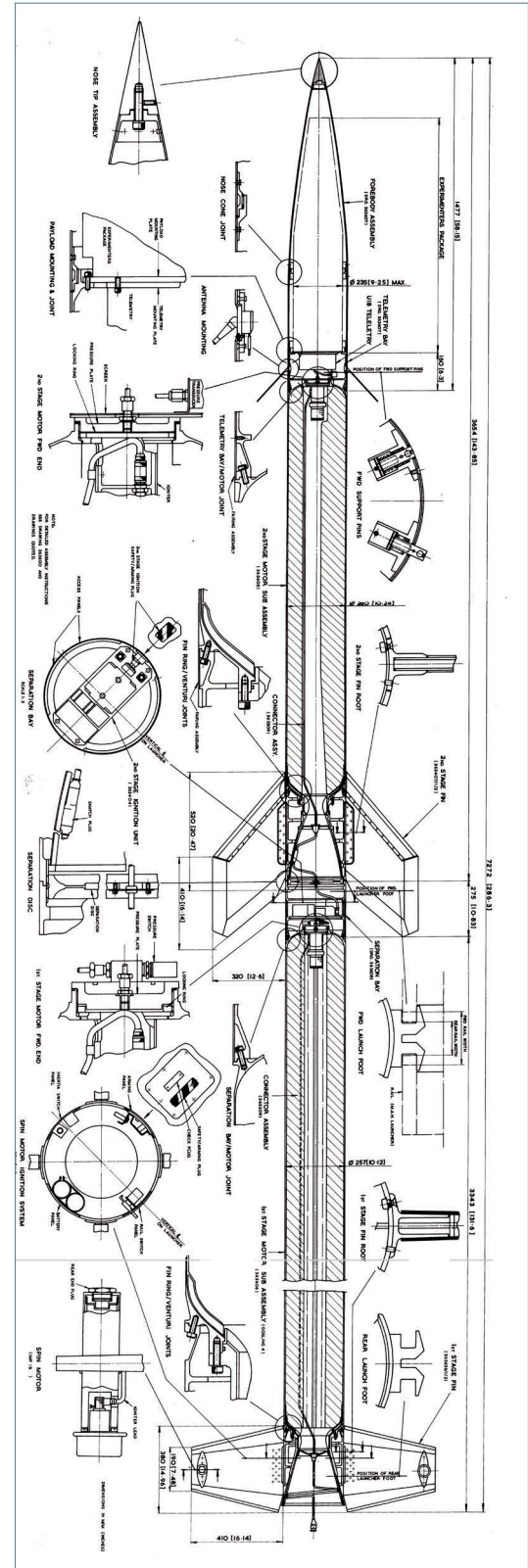


Fig. 2.19. Configuración del cohete INTA-300. ■

alta resistencia soldado helicoidalmente; las protecciones térmicas internas a base de «durestos»; las toberas con estos mismos materiales y grafito en la garganta; y los iniciadores con pastillas.

El propulsante, como todos los compuestos, empleaba perclorato amónico como oxidante y un caucho de poliisobutileno como aglomerante, que era el distintivo de la familia; además de aluminio en polvo y otros aditivos. Esta familia se caracterizaba porque el aglomerante no polimerizaba, sino que hacía una función de aglutinar la mezcla, la cual terminaba con una consistencia similar a la plastilina, de donde recibía la designación de «propulsantes plásticos»³⁹. La condición de mezcla física permitía que el propulsante se fabricase separadamente y luego se cargase en la cámara por un proceso relativamente simple de introducción o transferencia en caliente, con un prensado posterior para dar la forma a la estrella, sin que mediase ninguna transformación química. La ventaja residía en que si una vez terminado el motor se detectaba algún defecto, era posible repararlo sustituyendo la parte del propulsante de la zona afectada y volviéndolo a reprensar. En contraste, en otras familias la mezcla de los componentes sin polimerizar se vierte en la cámara de combustión, ya preparada con un macho que forma la estrella, dentro de la cual polimerizan, mediante los tratamientos térmicos apropiados, formando un bloque compacto en un proceso lento y delicado. Si bien los motores fabricados por este procedimiento poseen mejores propiedades mecánicas, son irreparables si tienen alguna falta o defecto.

El motor de la primera etapa se designó como *Aneto*, que era el *Gosling IV* del inventario británico con una tobera rediseñada. Su cámara de combustión era de acero, pero fabricada por el procedimiento de soldadura helicoidal, a diferencia del original, que lo era por soldadura longitudinal. En cierta medida, el *Aneto* representaba una mejora sobre el original *Goosling IV*.

El segundo motor, que se bautizó como *Teide*, tenía el mismo tipo de cámara de combustión. El diseño se optimizó con un alto coeficiente de llenado (0,85) con el objetivo de obtener una mejor relación másica. Como consecuencia, el área de paso de los gases en el grano era muy pequeña, lo cual favorecía la combustión erosiva, lo que obligó a ajustar el conducto interno, como se explica más adelante. La tobera era acampanada con longitud optimizada de tipo Rao, con el doble fin de acortarla y disminuir el aumento radial del ángulo de salida de los gases. Su peso era de 5,7 kg frente a los 11,5 kg de la tobera de la primera etapa; lo que pone de

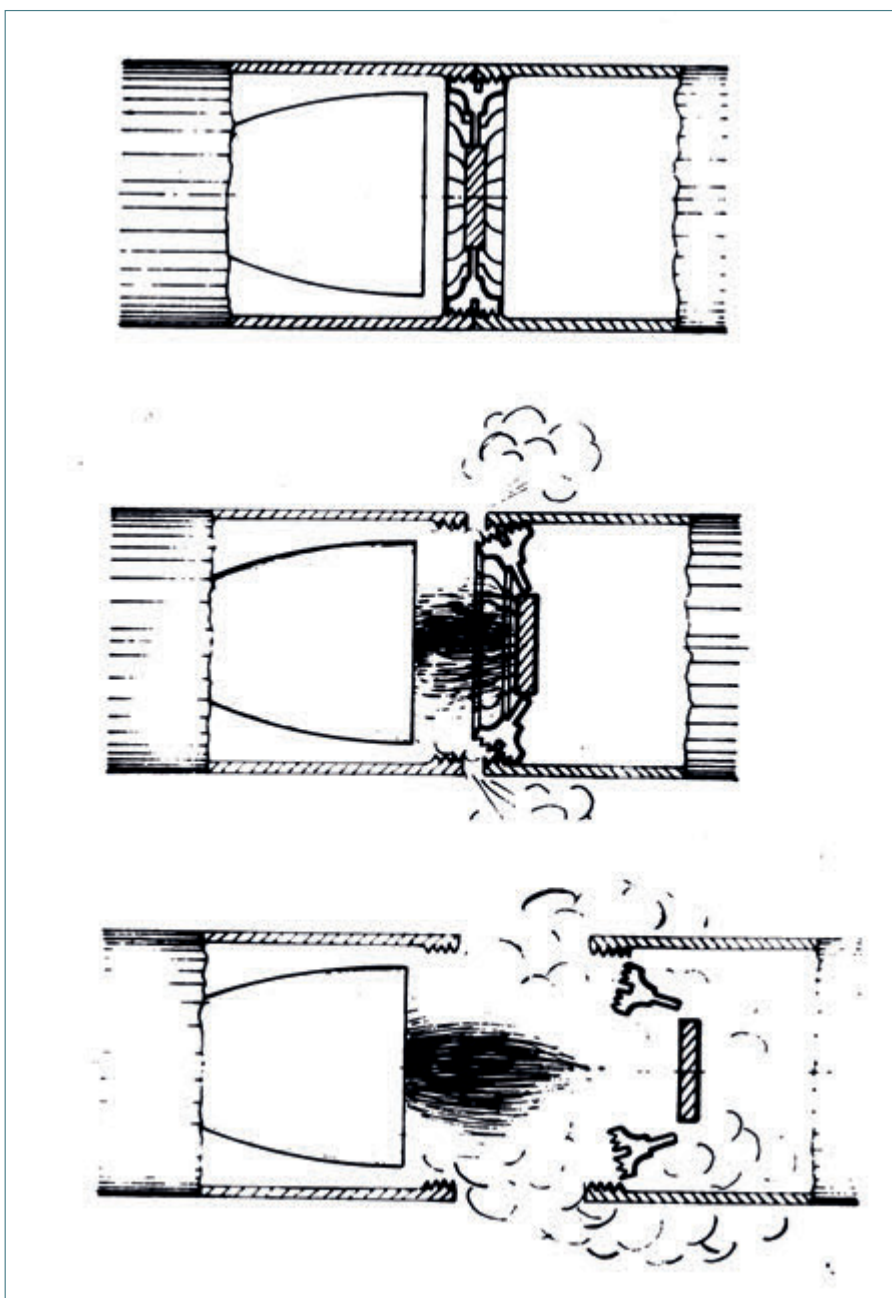


Fig. 2.20. Sistema separación de etapas. ■



manifiesto que se superó lo que se podía entender como convencional para aquellas fechas. Las características principales de ambos motores se muestran en la tabla adjunta.

Motor	Masa Kg	Propul kg	Empuje kN	Tiempo s	Longitud mm	Diámetro mm
<i>Aneto</i>	240	189	138	3,20	3330	255
<i>Teide</i>	168	137	16,3	16,5	2220	255

Una de las preocupaciones en el diseño del INTA 300 fue el calentamiento aerodinámico, dada la alta velocidad que adquiriría el vehículo. Este fenómeno era importante en el motor *Teide*, pues el aumento de temperatura producido en la pared de la cámara se transmitiría al propulsante con la consecuencia de in-

crementar la velocidad de combustión peligrosamente, e incluso llegar a provocar su iniciación interna. Para eliminar esta contingencia era necesario dotar al motor de una protección que hiciese de barrera térmica.

Como se preveían cuatro prototipos se optó por probar cuatro tipos de protecciones: «durestos» externo, fibra de vidrio externa, goma externa y goma interna, que suponían un sobrepeso de entre 3 y 5 kg. El motor *Aneto* no requería este tipo de defensa y el propulsante iba simplemente pegado en la parte interior de la cámara de combustión.

Para el desarrollo del motor *Teide* se previeron catorce ensayos en banco, aunque al final solo se llevaron a cabo nueve, dados los buenos resultados que se fueron obteniendo. No obstante, el primero de ellos, realizado en Wescott el 11 de junio de 1973, comenzó con un fallo, no imputable al diseño del motor sino a la operación de llenado⁴⁰. El segundo prototipo se comportó bien, pero con un pico muy alto de presión y empuje al principio de la combustión, debido a la ya citada acción erosiva, cuyo efecto es más significativo en la zona del grano cercano a la tobera. La corrección de ese pico indeseable se consiguió dando una conformación tronco-cónica al conducto de paso en la parte trasera del propulsante, lo cual incrementaba el área de paso de gases, disminuía la velocidad y también el efecto de la erosión. La determinación de las dimensiones de esta conicidad, que se aprecia claramente en la Fig. 2.19, se hizo a partir de los datos del ensayo y de criterios prácticos manejados por el RPE. La modificación se efectuaba sobre los motores terminados cortando manualmente el propulsante con cuchillas especiales. A partir del tercer motor, los resultados fueron muy uniformes, lo que justificó la reducción en el número de los previstos. En uno de los últimos se probó el sistema de separación de etapas, para lo que se utilizó el diafragma y se simuló la masa y posible carga estructural de la primera etapa. En cuanto al *Aneto*, el único ensayo previsto fue suficiente. Los motores sobrantes del desarrollo se enviaron a España junto con cuatro juegos para los prototipos⁴¹.

Como notas constructivas de ambos motores, podemos añadir que el iniciador era de pastillas; los casquetes estaban reforzados internamente con una protección de «durestos» y caucho sintético, con más espesor en el de tobera; y las cámaras de ambos eran en soldadura helicoidal con un espesor de chapa de 1,22 mm. Las toberas tenían la garganta en grafito de alta densidad, los elementos estructurales eran de acero y los aislantes térmicos en «durestos», sin olvidar los pegamentos y otros materiales menores. La del *Aneto* era conceptualmente similar, tanto en su geometría como en los materiales, a la ya presentada para el INTA-255. La del *Teide* se diferenciaba, además de su configuración acampanada, en que la estructura exterior del divergente era un bobinado de fibra de vidrio en lugar de acero. De ahí su importante reducción de peso.

Integración del vehículo

La integración del vehículo se realizó en las instalaciones del INTA, en Torrejón de Ardoz, primeramente, los componentes individuales, con sus pruebas de calificación, hasta llegar al conjunto completo en la nave de montaje construida al respecto.

Posteriormente, en El Arenosillo, se llevaron a cabo las pruebas de compatibilidad con el lanzador y el resto de los sistemas del campo. En la Fig. 2.21 se presentan algunos aspectos de estos procesos.

Lanzador

En las primeras fases del programa se contempló la fabricación de un lanzador propio, pero luego se decidió utilizar la rampa del vehículo *Nike-Cajun*, existente en el campo de El Arenosillo, que tenía un raíl de 8 m de longitud. Sobre este se adaptó un nuevo raíl específico, mecanizándose el conjunto para conseguir las tolerancias requeridas. El vehículo se situaba apoyado en tres pies, dos fijos en la primera etapa, y el tercero eyectable mecánicamente en la segunda. El cohete, una vez integrado e instalado en el raíl, se transportaba mediante el carro de transporte hasta la rampa a la que se acoplaba lateralmente. En la Fig. 2.22 se muestra el vehículo cargado durante las operaciones de armado y en la Fig. 2.25 en posición de disparo.



Fig. 2.21. Diversos aspectos en el montaje del INTA-300 (2º prototipo). ■

Sin embargo, para el primer lanzamiento no se utilizó el anterior, aun estando previsto, sino que se empleó el lanzador MAN, perteneciente al Mobilen Raketten Basis (Moraba) del Dfvlr (hoy DLR) alemán (Fig. 2.23). La diferencia principal entre ambos radicaba en que en este el cohete iba colgado en vez de apoyado, por lo que el pie delantero eyectable se tuvo que sustituir por dos «dedos» escamoteables, que se sujetaban a dos piezas específicas. También hubo que rediseñar los otros pies de acuerdo con la forma del raíl, que además era más largo, con 12,5 m, lo que, por otra parte, era más ventajoso para conseguir menor dispersión.

Dinámica del vehículo

Los conceptos dinámicos eran similares a los tratados en el INTA-255, con la diferencia de que la aerodinámica era más compleja por la existencia de dos sistemas de aletas, con las interferencias de las delanteras sobre las traseras, además de la gran esbeltez del conjunto, que introducía efectos no lineales a ángulos de ataque relativamente pequeños. Por el desplazamiento del centro de gravedad en función del tiempo resultaba que las aletas traseras tenían como punto de diseño la salida del lanzador, por lo que su configuración era típicamente subsónica; por el contrario, para las delanteras, su situación crítica sucedía al fin de la combustión, cuando la velocidad era máxima, siendo claramente supersónicas.

Respecto a la dispersión, como hemos expuesto, el criterio básico inicial fue conseguir un valor inferior a 32 km de radio. Para esto se estimó en la fase de definición que la longitud del lanzador fuera de 8 m, que la desalineación de empuje de los motores fuese $\varepsilon=0,5$ mrad y el error en el viento balístico de $\delta=0,8$ m/s, ambos para valores de un 1σ . Al final, como ya se ha explicado, en razón de provenir el motor *Aneto* de uno ya existente, el primer valor se duplicó ($\varepsilon=1$ mrad). En cuanto al segundo se tomó $\delta=1$ m/s por requisitos de seguridad de El Arenosillo, aunque confiando en disminuirlo más adelante. En esas condiciones, sin ningún giro, la dispersión superaría los 100 km para la condición de 3σ (99,7%). (En el Anexo y en Tabla A.2.4 se analiza la obtención de



Fig. 2.22. Armado del segundo prototipo del INTA-300. ■

estos valores). Aplicando una rotación axial a la salida del lanzador, tal que diese al menos cuatro vueltas en la primera longitud de onda de picado, la dispersión por desalineación se reduciría entre 60% y 70%, quedando en 44 km la total.

De todas formas, aunque la dispersión inicialmente prevista, 32 km, quedaba para una futura mejora en la precisión de la alineación de la tobera, lo que no era difícil, este vehículo tenía mejores características que muchos de su categoría, siendo perfectamente válido para muchos campos de lanzamiento, como el de Andøya de Noruega, donde se lanzaron los *Fulmar*, o INTA-300 ingleses, y por descontado, para El Arenosillo. Por otra parte, la utilización de $\delta=0,8$ m/s, o menor, ya empezaba a ser normal en los campos experimentados como Kiruna, lo que unido a lanzadores móviles de longitud importante como el MAN (12,5m) podía ya proporcionar a este cohete una dispersión bastante próxima a la mínima deseada.

Para los motores de giro se estudiaron varias posibilidades, optándose al final por el *Imp XVIII*, que era el mayor de los analizados en la fase de definición. Estos motores imprimían al fin de su combustión una velocidad de giro de 9 rps, que decaía, por el efecto amortiguador de las ocho aletas del vehículo, hasta llegar a 1,5 rps a los dos segundos. En este tiempo, el vehículo habría rotado casi siete revoluciones y superado la primera longitud de onda, $\lambda=340$ m, excediendo las cuatro previstas.

En los prototipos tercero y cuarto solo se utilizaron dos motores de giro, suprimiéndose en la versión INTA-300 B, de la que se hablará más adelante. Sin embargo, para esta última se aumentó la superficie de las aletas de primera etapa, haciéndolo más estable a la salida, y además su apogeo se reducía a 150 km, con lo cual era compatible con los requisitos del campo de El Arenosillo.

En la tabla A.2.4 del Anexo, se presentan los datos y resultados para la dispersión del INTA-255 y del INTA-300 e INTA-100. Sin giro axial para el segundo se obtendría una dispersión total del orden de 110 km de radio, inaceptable para comercializar

este vehículo, que se reducía a 44 km por el efecto de los motores de giro y con las disimetrías estándar ya mencionadas. Para el caso de solo dos motores de giro, el resultado era de 52 km.

Los ensayos

Cuatro fueron los prototipos ensayados, cada uno con ciertas peculiaridades, como veremos a continuación. En particular cada motor *Teide*, de los cuatro preparados, tenía una configuración de aislamiento diferente frente al calentamiento cinético. De estos cuatro, procedentes de las instalaciones del RPE, solo se emplearon tres, pues el cuarto se sustituyó por uno ya fabricado en España.

También adelantamos que años más tarde hubo dos vehículos más, designados como INTA-300B.

Primer prototipo

Si bien los cuatro prototipos eran prácticamente iguales, en este primero se buscaron las condiciones más conservativas. Así, de los motores *Teide* se eligió el que tenía mayor protección térmica exterior, que en consonancia también era el más pesado. Además se sobrecargó la carga útil con un lastre adicional, con el fin de reducir ligeramente las actuaciones.

La carga útil era de estructura similar a las empleadas en el INTA-255, e incluso se utilizó un transmisor en la banda P, con una potencia de 500 mW, y un multiplexor mecánico provenientes de aquél. La instrumentación era la mínima precisa para la evaluación del vehículo: cuatro acelerómetros, un sensor de presión y seis termopares. Estos, dos en las aletas, uno en la cámara del motor y tres en la ojiva y parte delantera. El peso total era de 55 kg incluyendo el lastre.

La novedad principal estaba en el lanzamiento desde la rampa MAN, que como ya se ha dicho pertenecía al Moraba, entonces radicado en El Arenosillo para la campaña Huelva-3. Como indica su nombre, esta instalación consistía en un conjunto de elementos capaces de desplegarse transitoriamente en un campo de lanzamiento y llevar a cabo lanzamientos, seguimiento y teledirigida de cohetes de hasta el tamaño de un *Skylark*⁴². Por razones de estrategia, el INTA propuso al Dfvlr el emplear esa rampa para el primer INTA-300, tanto es así que este estuvo condicionado a la mencionada campaña alemana en curso lanzándose al finalizar esta⁴³. En la Fig. 2.23 se presenta el vehículo en la rampa MAN listo para su primer vuelo.



Fig. 2.23. Primer prototipo del INTA-300. ■



El lanzamiento tuvo lugar el día 9 de octubre de 1974 a las 9:20 locales, tras una noche bastante agitada debido a problemas con el sistema de ignición de la segunda etapa, que se tuvo que desmontar y sustituir por el fallo de uno de los temporizadores⁴⁴. Tal como se había previsto, uno de los radares del campo siguió la primera etapa hasta su impacto en el mar y el otro, la segunda hasta una altura de 120 km. A partir de los datos obtenidos se extrapoló la trayectoria⁴⁵, que resultó ser de 254 km frente a los

290 km esperados. El radar del Moraba, que también siguió al vehículo, obtuvo casi los mismos valores.

Posteriormente, al reducir los datos de las aceleraciones se observó que en el período interetapas se producían unas oscilaciones laterales altas, cuya frecuencia era la correspondiente a la de picado. Sobre los registros de esas aceleraciones aparecían superpuestas otras de mayor frecuencia que se interpretaron como de tipo elástico. Para explicar este comportamiento se manejan varias hipótesis, pero no se llegó a resultados concluyentes. Lo más verosímil parecía ser que al final de la combustión de la primera etapa se producía una pérdida de velocidad, tal que el vehículo entraba en una resonancia que era la responsable de esas aceleraciones laterales. En cuanto a la segunda etapa, una vez iniciada la combustión, las oscilaciones se amortiguaban en muy poco tiempo y el resto del vuelo era normal. Lamentablemente, la instrumentación a bordo que se había utilizado era muy exigua y no daba para más conjeturas.

En la Fig. 2.24 se aprecia el intervalo entre el fin de la primera etapa y el encendido de la segunda.

Segundo prototipo

Un año después voló el segundo prototipo, concretamente el 21 de octubre de 1975 a las 12:45 (Fig. 2.25 y 2.26). A la vista de los valores de las temperaturas que se habían alcanzado en la cubierta del motor en el anterior, para este se seleccionó el protegido exteriormente con fibra de vidrio. El transmisor y multiplexor se sustituyeron por modelos más modernos, con una potencia de 5 W. También se incluyó un transpondedor con la intención de obtener una trayectoria completa. En este ya se usó la rampa Nike.

A pesar de estas mejoras, los resultados de la carga tecnológica fueron incompletos:

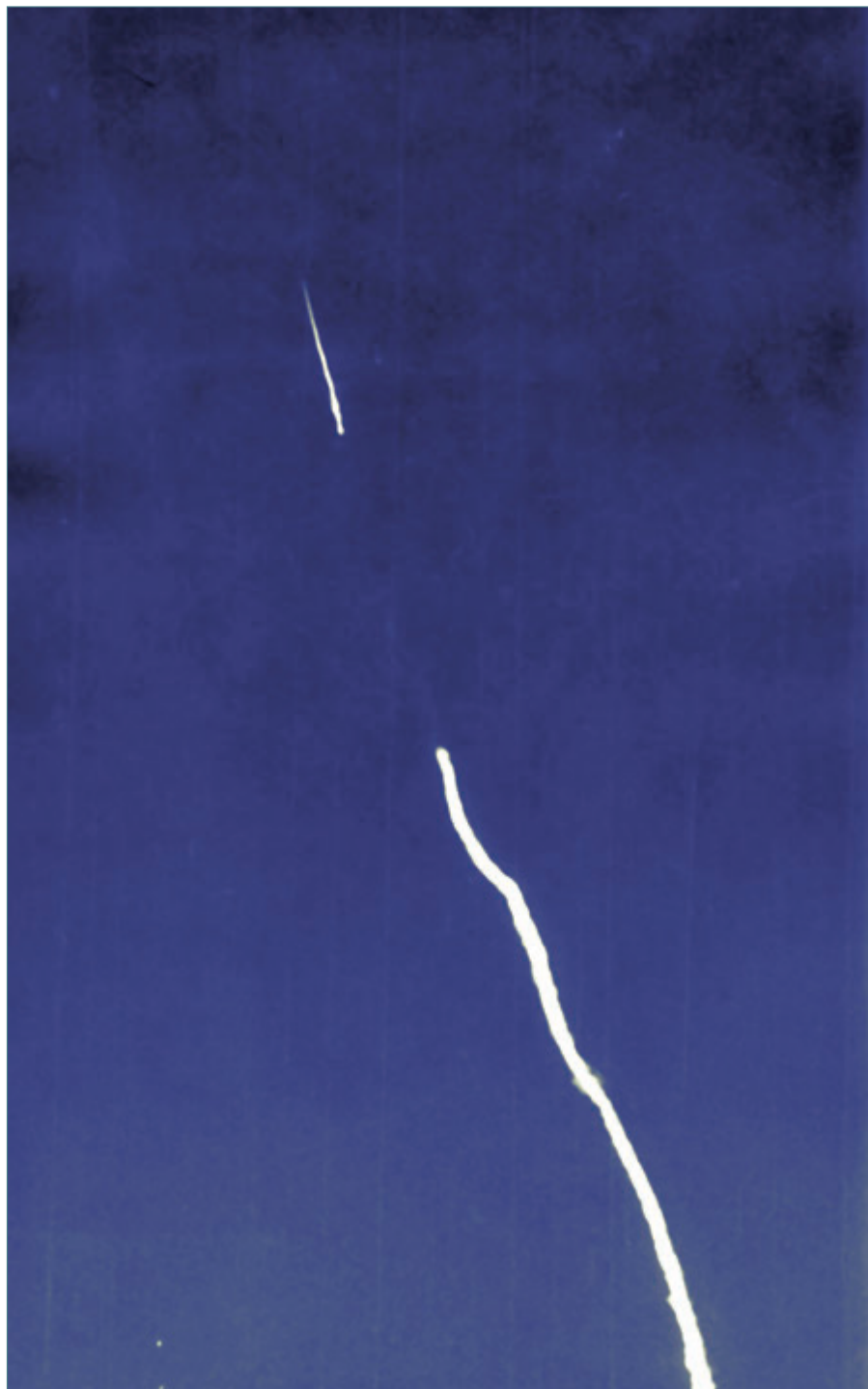


Fig. 2.24. Vuelo del primer prototipo del INTA-300 mostrando el período interetapas. ■

el transpondedor dejó de funcionar a los pocos segundos del lanzamiento, lo que acarreó prácticamente el desconocimiento del valor exacto del apogeo, pues el radar que estaba sintonizado a este no tuvo tiempo de cambiar a modo piel. El otro radar, que tenía que seguir la primera etapa, también falló, así como el acelerómetro de giro. Como compensación, los equipos de tierra consiguieron medir la frecuencia de giro por la variación del control de ganancia automático del receptor de telemetría. Con esta información se pudo determinar el cruce del punto de resonancia, que coincidía con las previsiones.

En cuanto a las oscilaciones laterales registradas, fueron similares a las del primer vuelo. A este respecto, se llevó a cabo un estudio elástico del vehículo para calcular las frecuencias fundamentales de vibración en vuelo. Se obtuvo que estaban entre 14 y 15,5 Hz, según que el propulsante de la primera etapa se hubiera consumido totalmente o no. Los valores medidos en los dos vuelos eran aproximadamente 14 y 15 Hz respectivamente, lo que mostraba un buen acuerdo con los análisis teóricos. Así, se especuló con la posibilidad de que se produjese un fenómeno aeroelástico, cuyo análisis más profundo no se pudo abordar⁴⁶. Sin embargo, este fenómeno también se presentó en la versión británica del INTA-300, denominada *Fulmar*, que se había lanzado desde la base noruega de Andøya, lo que dio lugar a un estudio conjunto sobre este problema del que se dedujo que la pérdida de velocidad se debía a un incremento de la resistencia aerodinámica de la primera etapa, generada por la degradación o desprendimiento en vuelo de las carenas de los motores de giro. La solución era sencilla: modificar esas carenas.



Fig. 2.25. Segundo prototipo del INTA-300 en posición de disparo. ■



Fig. 2.26. Salida del segundo prototipo del INTA-300. ■



Aparte de estos problemas y de la pérdida de datos de telemetría, el comportamiento general del vehículo parecía muy satisfactorio. Al igual que en el primer prototipo, las correcciones de vientos las tomó limpiamente, e incluso la caída de la primera etapa también se hizo en la zona prevista.

Tercer prototipo

El tercero fue realmente singular, pues llevó un experimento científico, aunque adelantamos que un fallo en el mismo truncaría el vuelo. En cuanto al vehículo, la única variación fue utilizar solo dos motores de giro con unas nuevas carenas. El reducirlos a dos aliviaba algo la resistencia aunque se incrementaba el radio de dispersión.

El experimento pretendía realizar una inyección puntual de plasma en la ionosfera y analizar sus efectos desde tierra; fue promovido por el Departamento de Física de la Atmósfera de la Universidad de Sussex⁴⁷.

El programa interesó a la Conie, que firmó un acuerdo para dedicar el tercer prototipo a esta experiencia y con una reserva para el cuarto. Además de la citada universidad, también participaba el Instituto de Investigación sobre las Ondas Electromagnéticas (IROE) de Florencia.

Las actuaciones del cohete eran las ideales para esta misión en cuanto a masa y apogeo. La carga útil consistía en dos cargas huecas⁴⁸ enfrentadas, con unos 8 kg de alto explosivo cada una, cuyos conos de cobre estaban recubiertos de bario, aproximadamente 1 kg. Los dos chorros, producidos en la detonación, estarían formados principalmente por el bario ionizado, y al chocar entre sí producirían un núcleo de plasma, el cual se expandiría por la ionosfera, generando una serie de emisiones electromagnéticas desde la banda VLF hasta la HF. Para su registro en tierra se dispusieron una serie de receptores ubicados en la proximidad de la intersección con la tierra de la línea de campo magnética que pasase por el punto de la detonación, que era la ciudad de Rosal de la Frontera⁴⁹. A su vez también se preveía un seguimiento fotográfico y en TV infrarroja, cuyas cámaras se instalaron en El Arenosillo. El INTA, aparte de la labor tecnológica con el cohete y carga útil, también se involucró en la medida de las ondas VLF.



Fig. 2.27. Carga útil del tercer prototipo del INTA-300. ■

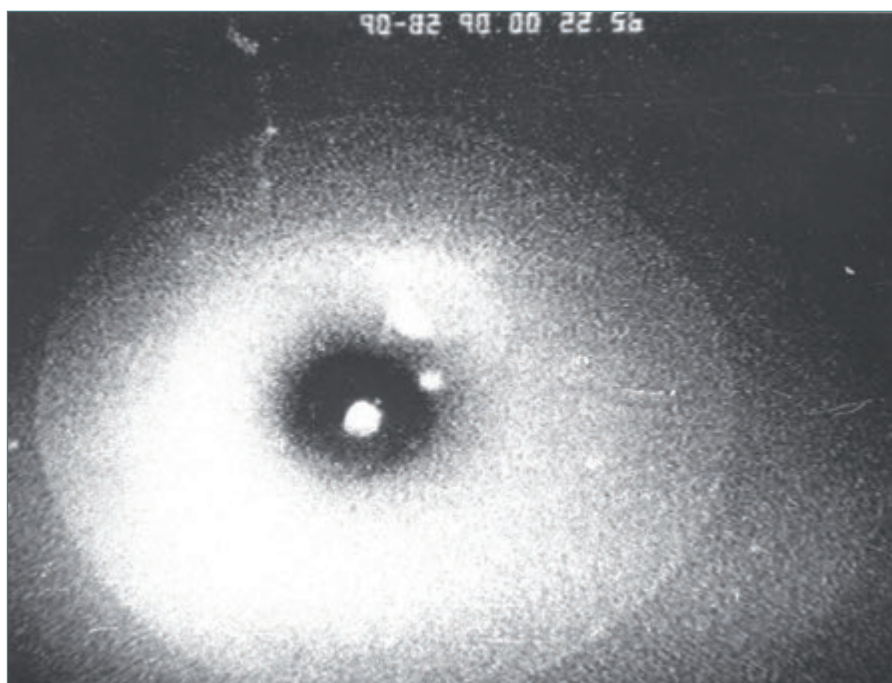


Fig. 2.28. Explosión vista por la cámara de IR (carga útil del tercer INTA-300). ■

La mayor parte de la carga útil, en masa y volumen, estaba dedicada al experimento, pero se incluyó una parte tecnológica que se redujo considerablemente en volumen y que se complementó con un magnetómetro de tres ejes, con el que se pretendía analizar los ángulos de asiento, giro y precesión. En la parte izquierda de la Fig. 2.27 se muestra el conjunto en el que se aprecian dos cargas huecas en sus recipientes tronco-cónicos, separados por un anillo cilíndrico. Los sistemas de activación de las cargas eran muy específicos, pues aparte de la extrema sincronización es sus encendidos (obvio, dado que la velocidad de los chorros sería de unos 10 km/s), lo más crítico eran todos los aspectos relativos a la seguridad, habida cuenta de que se estaban manejando unos 16 kg de alto explosivo. Sin embargo, si bien los elementos del experimento eran de diseño británico, parte fueron fabricados en España, y en particular los componentes explosivos, así como la integración⁵⁰.

En la parte derecha se presenta el compartimento inferior, con los elementos tecnológicos y de apoyo, sobre el que se montaba el resto de los componentes.

La misión estaba limitada por una ventana condicionada por la posición del sol y la luna. Esta tenía que estar ausente y el primero iluminar el punto de la detonación, que debía ser en el apogeo, a 300 km de altura, pero siendo aún de noche en el suelo. El lanzamiento se efectuó el 24 de junio de 1978 a las 5:00. El vuelo se inició sin problemas, la separación de la primera etapa fue visible, pero a los 21 s, cuando el cohete estaba a una altura de unos 25 km, y todavía en fase propulsiva, las cargas huecas detonaron prematuramente dando al traste con el experimento y el vehículo.

De las imágenes obtenidas por la cámara infrarroja se pudo conjeturar que la explosión se inició en la carga útil, pues la tobera, que se veía como un punto caliente en toda la trayectoria, continuó en la misma condición, como se observa en la Fig. 2.28, donde está en el centro de la imagen. El motivo de la explosión no se averiguó hasta un año más tarde, cuando el mismo equipo repitió el experimento a menor escala, con dos cohetes *Petrel*, también en El Arenosillo. El primero de estos reprodujo el fallo aproximadamente a la misma altura. En vista de esta coincidencia, los experimentadores encerraron una carga útil inerte en una cámara para simular pruebas en vacío; encontraron que al alcanzar este el valor de la altura de las detonaciones, el mecanismo de ignición funcionaba. La causa estaba en una chispa que por «efecto corona» se producía entre un *pin* de comprobación y la carcasa, lo cual equivalía a una orden de disparo a los detonadores. Ese *pin* servía únicamente para la verificación y medida en tierra de la tensión de funcionamiento de los electroexplosivos, que eran varios miles de voltios generados por unos osciladores internos que se activaban en vuelo. Todo ello dictado por la seguridad. La solución al problema fue sencillísima: un simple encapsulado que se hacía en minutos. En efecto, el experimento funcionó con el segundo *Petrel*. Pero esa insignificancia se llevó por delante dos cohetes y frustró una colaboración científica en ciernes.

En cuanto al vehículo, seguíamos sin saber el apogeo; aunque los datos recogidos por la telemetría y los derivados del seguimiento de los radares indicaban que el vuelo era normal hasta la detonación. Sin embargo, no se podía extrapolar la trayectoria con certeza, pues la interrupción aconteció antes del fin de combustión.

Cuarto prototipo

Casi tres años después, el 18 de febrero de 1981, despegó el último vehículo de la serie. Habían cambiado muchas cosas y ya nadie esperaba nada de este vehículo. Los tiempos ya no iban por los cohetes de sondeo. A pesar de este ambiente, este cuarto prototipo fue tecnológicamente importante, especialmente porque los dos motores que le propulsaban habían sido fabricados en España⁵¹. En realidad, era el primer elemento de una deseada preserie de vehículos que arrancó, pero que no fructificó.

Su instrumentación fue la más completa de todas, con elementos de más calidad, aunque dada la evolución de la tecnología, casi todo el compartimento de la carga útil iba vacío. En cuanto al resto de los componentes, solo se introdujo un cambio en las seguridades del sistema de encendido de la segunda etapa, en la que se sustituyó el sensor de presión por un acelerómetro⁵².

El resto del vuelo se ajustó a todas las previsiones aunque siguieron apareciendo aceleraciones laterales, pero de mucha menor intensidad. En cuando al apogeo, tuvimos que seguir estimándolo por extrapolación, que sería de 285 km, porque el transpondedor volvería a fallar.

Como resumen presentamos un gráfico, Fig. 2.29, obtenido con datos de este vehículo, en el que se presentan medidas del fenómeno de la resonancia a que nos hemos referido anteriormente. Por un lado, se detalla la frecuencia de giro, o espín, del cohete y la natural o de cabeceo; en el punto de cruce, la resonancia arrastra al giro hasta que este se libera y vuelve a los valores normales. En la parte inferior, están las aceleraciones laterales, que también se arrastran, y que cuando se libera vuelven a la normalidad tras una oscilación amortiguada.



Los Fulmar

El *Fulmar* fue el cohete británico hermano del INTA-300. En los acuerdos entre BAJ y el INTA para la comercialización del INTA-300, se contemplaba el libre suministro de este vehículo a entidades del Reino Unido. Así nació el *Fulmar*, cuyas diferencias con el INTA-300, o *Flamenco*, eran mínimas⁵³. En total se fabricaron seis unidades para el Science Research Council (SRC), que fueron lanzados desde el campo de Andøya, con experimentos de las Universidades de Sussex y Southampton, el University College of London y la Universidad de Sheffield (Fig. 2.30).

Los dos primeros volaron en 1976⁵⁴, después del segundo prototipo del INTA, y ambos adolecieron del mismo defecto que este: apogeo bajo. Para analizar esa causa se solicitaron informes independientes a otras entidades británicas y, posteriormente, se celebró una reunión conjunta con el INTA para compartir los resultados en enero de 1977⁵⁵. Por parte española se aportaron los datos de telemetría, los estudios elásticos y nuestras propias hipótesis en cuanto a las carenas de los motores de giro, que por nuestra parte ya se estaban modificando. Los datos aerodinámicos independientes confirmaban los de proyecto, así como la dinámica de vuelo. La solución barajada en esa reunión era: o bien eliminar esos motores admitiendo más dispersión o modificar la carena. Como hemos visto, en los prototipos tercero y cuarto, adoptamos esta alternativa y redujimos a dos los motores de giro. Los siguientes *Fulmar* volaron en 1977 con resultados satisfactorios⁵⁶. El último lo fue en 1979, pero no se inició la segunda etapa⁵⁷. Se supuso que sería un fallo del sensor de presión de la primera etapa, que servía de seguridad para el encendido de la segunda. Ante la duda modificamos el sistema de ignición de nuestro cuarto vehículo.

EL COHETE INTA-300B

Antecedentes

El INTA-300B es el resultado de una larga historia que comienza tras la finalización del programa «Luminiscencia Nocturna», que consistió en el lanzamiento de dos cargas útiles con instrumentación del Instituto de Astrofísica de Andalucía (IAA) y del Instituto de Astrofísica de Canarias (IAC), denominadas FOCCA, en sendos cohetes *Petrel*. En este proyecto, del que se hablará más adelante, el INTA participó con una asistencia para las cargas útiles, en su calificación e integración, en la selección del cohete y en las operaciones de lanzamiento, que serían en diciembre de 1981 y marzo de 1982. Casi inmediatamente después del último lanzamiento, el IAA presentó a la Conie el nuevo programa «Estudios de Emisiones y Absorciones Atmosféricas» (EEAA), en el que proponía el lanzamiento de dos nuevas cargas similares, pero más completas, usando los

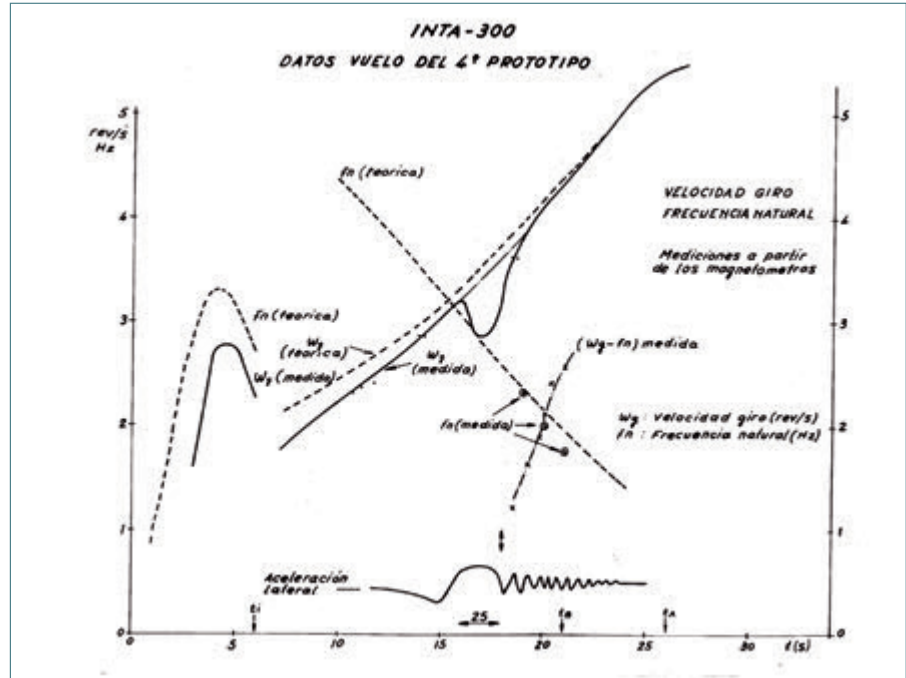


Fig. 2.29. Datos de vuelo del prototipo del INTA-300. ■



Fig. 2.30. El cohete *Fulmar* en Andøya (Noruega). ■

dos cohetes *Nike-Cajun*, que se guardaban en El Arenosillo, como restos del programa «Tripatito»⁵⁸, al que se añadiría un cohete *Petrel* a aportar por la Queen University de Belfast (QUB). Una de las primeras acciones fue solicitar a la NASA la extensión de la vida operativa de los *Nike-Cajun*, que se autorizaron hasta 1987⁵⁹. Los estudios y objetivos del programa se analizaron en 1983, pero el avance en los dos años siguientes fue escaso, aunque el INTA adquirió elementos para las cargas útiles adaptadas al *Cajun*. En 1986, se transportó el cohete *Petrel* a El Arenosillo, se fabricaron las ojivas, se realizaron diversas pruebas y el IAA comenzó la fabricación de los instrumentos y su electrónica asociada.

Tras varios retrasos, la previsión para la campaña de lanzamiento se fijó para finales de 1988, pero las cosas se torcieron, pues la NASA no extendió más la vida de los vehículos por problemas potenciales sobre la condición del grano propulsante del *Cajun*. Asimismo, indicaron que habían tenido problemas de fiabilidad con los iniciadores. Esto parecía ser el fin del programa, que ciertamente se paralizó; además, la situación se volvió más negra, pues también se descartó el cohete *Petrel*, aunque fuese por otras razones. Ahora bien, dado que ya se disponía de la mayor parte de los materiales, tanto los científicos como los tecnológicos, y que las cargas estaban parcialmente integradas, era difícil aceptar un final. Por tanto, se reanudaron los contactos con la NASA, tratando de que esta facilitase el camino a las empresas fabricantes de los cohetes para que los evaluaran y, si acaso, suministrasen nuevos componentes. Todo esto se prolongó durante más de un año. Se enviaron datos relativos a las condiciones de almacenaje, radiografías de los motores hechas en el INTA, notas sobre las inspecciones visuales, se solicitaron ofertas por los nuevos iniciadores, etc. A mediados de 1989, la NASA abandonó el interés por este programa, con lo que la situación parecía ya totalmente perdida. Sin embargo, las cosas se recondujeron otra vez gracias a los esfuerzos del delegado de la NASA en España⁶⁰, que consiguió un cambio de aptitud de la agencia americana. Como resultado se cursó una visita a sus instalaciones en Wallops, en diciembre de ese año⁶¹, donde ya tenían instrucciones claras de ayudar en el lanzamiento. Los técnicos de la NASA rediseñaron el sistema de ignición y suministraron todo el material y las herramientas necesarias para poner los dos *Nike-Cajun* en vuelo, así como un raíl adicional, para que se pudieran preparar simultáneamente los dos vehículos y lanzarlos con un intervalo mínimo entre ellos. Esta condición era debida a que los fotómetros de cada carga estaban sintonizados a longitudes de onda diferentes, lo que las hacía complementarias. Todo este material llegó al INTA en septiembre de 1990, para poderlos lanzar en 1991, pero esos cohetes nunca volaron. Esto fue por dos causas: una, que el personal de El Arenosillo era muy reticente en emplear esos cohetes por su vetustez, temor que era explicable; y otra, que en esos días el programa del INTA-100 había dado sus primeros frutos y ya se había aceptado el rescatar el INTA-300 para esta misión.

El rescate del INTA-300

En 1991, todavía quedaban algunos motores del INTA-300 casi olvidados en los polvorines del INTA; en total, había tres motores *Aneto* y cuatro *Teide*, contabilizando los fabricados en España más algún superviviente de los procedentes del Reino Unido, pero todos tenían más de diez años, que era la duración de su vida útil, y además provenían de distintos lotes de propulsante. No obstante, los últimos motores disparados en banco algunos años antes se habían comportado satisfactoriamente a pesar del tiempo transcurrido, lo que daba confianza sobre el estado de los existentes. Con vistas a su posible uso, estos se sometieron a exhaustivas pruebas no destructivas, tras las cuales se seleccionaron los dos pares que parecían más aptos para vuelo, y se ensayó la otra pareja en el banco estático y se descartó un *Teide* como inservible. En ese ensayo ambos se comportaron perfectamente sin pérdida alguna de sus actuaciones nominales, lo cual avaló el pasar a vuelo, lo que levantaba reticencias para su uso operacional. No obstante, el acoplar las cargas útiles preparadas para los *Nike-Cajun* al INTA-300 era una tarea que tenía aparejadas bastantes dificultades. La primera, que este vehículo estaba diseñado para llevar 50 kg a 300 km y los experimentos requerían no más de 150 km, lo que implicaba un lastre de al menos 50 kg, igual a la carga útil de proyecto. La segunda, que el diámetro de las cargas ya fabricadas era de 170 mm, que era el diámetro del *Cajun*, frente a los 260 mm del INTA-300. No obstante estos problemas, se procedió a adecuar el INTA-300 a las nuevas circunstancias, básicamente utilizando un adaptador troncocónico que además sirviese de lastre. Al final resultó una masa total de 576 kg, que incluía 48 kg de sobrepeso en la adaptación, más 10 kg de una carga tecnológica, más otros contrapesos adicionales en la carga útil por motivos de estabilidad. Pero todos esos cambios inducían a su vez variaciones en la aerodinámica y la dinámica del vuelo que afectaban fundamentalmente a la resonancia, que se desplazaba a unas condiciones muy desfavorables, por lo que hubo que modificar el calado de las aletas mediante unos compensadores. Pero las cosas no terminaban ahí, pues muy pocas piezas quedaban de la preserie de dos vehículos puesta en marcha diez años antes, y de la que hablaremos más adelante; por ello se tuvieron que fabricar anillos, piecerío y, especialmente, aletas nuevas para ambas etapas; todo ello, siguiendo procesos



constructivos diferentes a los del vehículo original. En estas circunstancias se incrementó la envergadura de las aletas de la primera etapa para mejorar la dinámica del vehículo, se introdujo un nuevo dispositivo de ignición de la segunda etapa, que era básicamente el temporizador del INTA-100, y así numerosos cambios más. Por todo esto se le añadió una «B» a la designación, pasando al ser el INTA-300B (Fig. 2.31).

Las cargas útiles básicamente consistían en seis fotómetros cada una, sintonizados a diferentes frecuencias, que miraban axialmente. La teoría del experimento consistía en medir las emisiones desde una altura de 50 km hacia arriba, previa eyección de la ojiva, y a partir de los datos obtenidos deducir la concentración en cada capa de los componentes radiantes. El mecanismo de eyección que se utilizó se basó en el empleado por BAJ para los cohetes *Fulmar*, con una electrónica de temporización derivada de la usada en el INTA-100. El sistema era completamente autónomo e iba acoplado en la parte superior de la ojiva.



Fig. 2.31. INTA-300B en rampa. ■

En la Fig. 2.32 se muestra una vista de la carga. La parte científica, desarrollada por el IAA, se complementaba con otra tecnológica, realizada en el INTA, que consistía en acelerómetros, un magnetómetro triaxial, que era necesario para conocer la orientación de la carga, y un transpondedor. El transmisor de telemetría funcionaba en la banda S. El aspecto exterior del conjunto de la carga útil se aprecia en la Fig. 2.33.

La Campaña

La campaña se fijó para octubre de 1993, con una ventana relativamente estrecha limitada por la posición de la luna y la salida del sol para que la luz no saturase los fotómetros. Como los fotómetros de los dos vehículos estaban sintonizados en bandas diferentes (unos a las emisiones del OH y otros a las del O), era preciso lanzarlos con el mínimo intervalo entre ellos; y como solo había un raíl de lanzamiento disponible, el equipo de montaje tenía previsto salir a la zona de rampas aún con el primer cohete en vuelo, desmontar el raíl, llevarlo al taller de montaje y preparar el segundo vehículo para lanzarlo en menos de 30 minutos⁶².

El lanzamiento se efectuó el día 21 por la noche, con todas las luces de rampa apagadas para evitar posible contaminación de los sensores de los fotómetros, lo que confirió al disparo una gran espectacularidad. El comportamiento del cohete fue correcto, pero la ojiva, que tenía que eyectarse en el ascenso a 50 km de altitud, no lo hizo prácticamente hasta el apogeo, por lo que la toma de datos solo tuvo lugar en la rama descendente, esto es, la mitad de lo esperado. Pero hubo más problemas. De los dos radares MPS-19, uno se averió minutos antes de iniciarse el vuelo, y el otro se bloqueó en la primera etapa, por lo que hubo que reconstruir la trayectoria a partir de los datos obtenidos por un equipo de seguimiento optrónico, recientemente adquirido con la modernización de El Arenosillo, que siguió el vuelo hasta su límite de sensibilidad, a unos 20 km. A la vista de estas circunstancias, los equipos de trabajo decidieron cancelar el lanzamiento del segundo vehículo⁶³. No obstante, los datos obtenidos en la rama descendente fueron excelentes. Hacemos notar que, aparte de todas estas inciden-

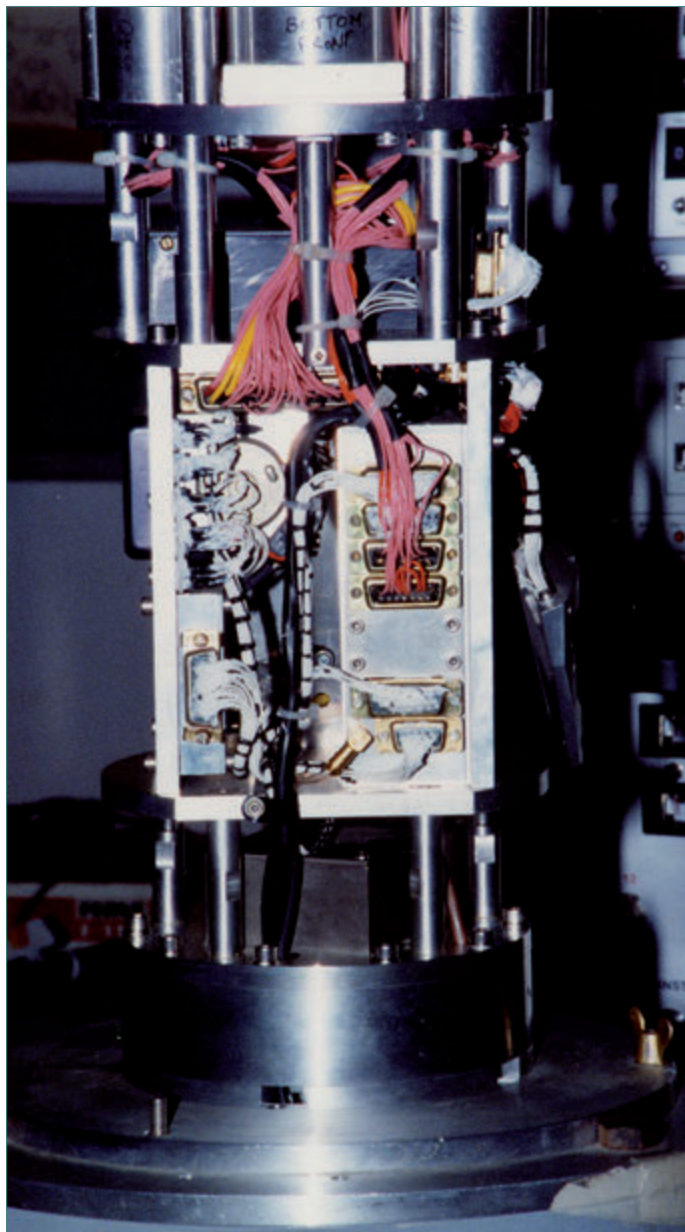


Fig. 2.32. Parte electrónica de la carga útil del INTA-300B. ■



Fig. 2.33. Ajuste del sistema de eyección. ■

cias, el equipo de montaje cumplió su cometido y tuvo listo el segundo vehículo en los 30 minutos estipulados. En la Fig. 2.34 se presentan dos instantáneas espectaculares del lanzamiento⁶⁴.

Segunda campaña

La fecha de la segunda campaña se fijó para la primavera siguiente en un día astronómicamente equivalente al de la primera. La ventana era de tres días y en el primero llovió, por lo que el vuelo se efectuó el segundo, 16 de abril de 1994, en un día de completa calma⁶⁵. Todo fue perfecto, con la eyección de la ojiva correctamente, pero ahora lo que falló fue una batería en el apogeo, tal que solo se obtuvieron datos en la rama ascendente. La calidad de los datos de los dos lanzamientos fue muy bien explotada por el IAA.

Y ese día terminó la historia del INTA-300, unos veinticinco años después de que se iniciaran los primeros estudios, casi una generación⁶⁶. Además, también sería este INTA-300B el último vehículo de sondeo lanzado desde El Arenosillo.

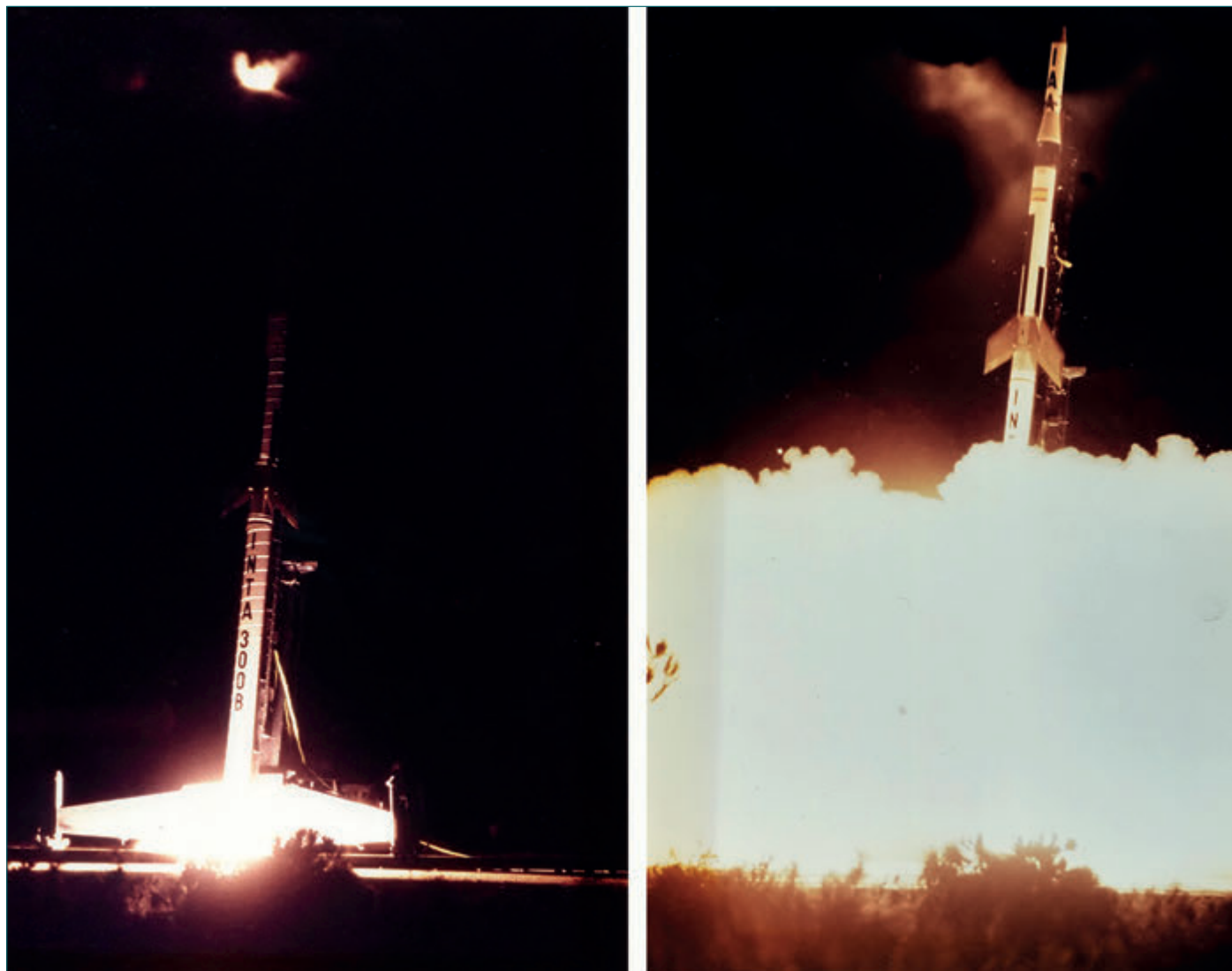


Fig. 2.34. Ignición del INTA-300B. ■

EL COHETE DE SONDEO INTA-100

Introducción

Con el proyecto del INTA-300 concluido, aunque todavía sin haberse lanzado los cuatro prototipos, la Conie se planteó la conveniencia de nuevos cohetes. Entre las alternativas estaba un vehículo pequeño, económico y fácil de operar, para llevar a cabo los sondeos atmosféricos de vientos y temperaturas en altura, y que se usase prioritariamente desde El Arenosillo para sustituir a los habituales *Judi-Dart* y *Skua*, el primero de procedencia norteamericana y el segundo británica. Para este tipo de sondeos la carga útil estaba formada por un sensor de temperatura, un transmisor, baterías y un paracaídas metalizado. La carga se eyectaba en el apogeo y tras la apertura del paracaídas descendía a baja velocidad arrastrada por los vientos, transmitiendo al mismo tiempo la temperatura del aire por medio de una modulación de la señal del transmisor. La caída se seguía por los radares del campo que registraban la trayectoria, a partir de la cual se obtenía la velocidad y dirección del viento en altura, que después se correlacionaba con la temperatura.

Las cargas usadas para esa misión eran ligeras, unos pocos kilogramos, y el apogeo requerido, del orden de unos 80 km. Las soluciones existentes iban por dos caminos: la combinación cohete-dardo o el empleo de un cohete con motor en cigarrillo; la primera era la adoptada por el *Judi Dart*, más tarde *Locki*; y la segunda, por el *Skua*, siendo ambos ampliamente utilizados. El

sistema dardo consistía en una única etapa propulsora de gran empuje y corto tiempo de combustión, al que se acoplaba un dardo cuya apariencia era de una segunda etapa de menor diámetro. En el caso del *Super-Locki*, la primera tenía un diámetro de 100 mm y una longitud de 2000 mm con cuatro aletas. El dardo medía 40 mm y 1160 mm, respectivamente, también con cuatro aletas. La aceleración de salida del conjunto era de 120 g, separándose a una altura de muy pocos kilómetros, continuando su marcha el dardo hasta los 70-80 km. Ya en el apogeo, este último expulsaba la carga útil que iniciaba el descenso. En cuanto al *Skua*, tenía un calibre de 125 mm y una longitud de 2309 mm. Su motor en cigarrillo suministraba un empuje bajo durante un tiempo de combustión largo, por lo que se necesitaba además un motor de aceleración como primera etapa. Esta consistía en un «carretón» recuperable dotado de uno a cuatro motores *Chick*, de donde vendría la designación *Skua-1* a *Skua-4*. De los dos vehículos citados, el *Judi* era específico para este tipo de sondeos, mientras que el *Skua* era aplicable para otras misiones. Se confrontaba la simplicidad, mayor facilidad de operación y menor coste del *Judi* frente a la mayor versatilidad del *Skua*.

Así nació el INTA-100, que se bautizaría como *Rocío*, como un vehículo pequeño, económico y fácil de operar, especializado en los sondeos atmosféricos. Por esta razón, el desarrollo del vehículo iba acompañado de una carga útil apropiada, cuya instrumentación correría a cargo del Grupo de Atmósfera perteneciente a los Grupos Científicos de la Conie⁶⁷. Por otra parte, después del INTA-300, se consideró que la capacidad española estaba en disposición de acometer esta tarea sin ayuda exterior. La razón de identificarle con un «100» se debió a que los primeros estudios indicaban que su diámetro podría ser de 100 mm, sin embargo, al final fue de 120, aunque se mantuvo la designación inicial.

Para el INTA-100 se adoptó la solución de motor en cigarrillo. La razón principal era el interés de que este vehículo fuese fácilmente configurable para otras misiones, lo que era muy difícil con un dardo. Ello a pesar de que por nuestros conocimientos y capacidades de entonces hubiese sido, en teoría, más sencilla la segunda opción, pues el motor cohete necesario sería de combustión en estrella, mientras que para el cigarrillo sería preciso poner a punto tres nuevas tecnologías: nuevo propulsante de muy alta velocidad de combustión, materiales para la tobera y protectores térmicos para la cámara de combustión, además de la propia cámara. Si bien todas se basaban en conocimientos ya existentes, su puesta a punto supuso un gran reto plagado de dificultades, como veremos más adelante.

No obstante, y antes de relatar con detalle las vicisitudes de este proyecto, avanzamos que los objetivos de poner a punto el vehículo portador y la carga útil se cumplieron separadamente, a nivel de prototipos, aunque no se terminaron de completar en conjunto. Esto se debió a varias causas agrupables en tres apartados. Uno de ellos fueron los problemas técnicos, pues la realidad demostró que la tarea de desarrollar el motor adecuado era bastante más dura de lo que se había previsto. Otro corresponde a la propia coherencia de sondeo, pues hubo un decaimiento general en el interés por los cohetes de sondeo, que desde su punto más alto, en la década de los setenta, entró en un declive claramente palpable; y como tercera, la pérdida de interés por los sondeos atmosféricos con cohetes, casi ya inexistentes en los años 80. En estas circunstancias, es explicable que el INTA se enfocase hacia desarrollos guiados, explorando nuevos campos de actividad, lo que se materializaría con el INTA-300G, al que pasaría una parte de los medios humanos de lo que podría llamarse el «equipo de los cohetes de sondeo». Hubo también motivos económicos, ya que los presupuestos de la Conie fueron menguando y siempre había que posponer tareas. A todo esto hay que añadir lo que se podría denominar «la despoblación tecnológica del INTA», ocurrida al principio de la década de los ochenta como consecuencia del auge casi explosivo de la industria aeroespacial y armamentística española y la consecuente demanda de técnicos cualificados, lo que propició la salida de un gran número de ingenieros del Instituto⁶⁸. Como remate, en 1986, ya con casi todos los elementos fabricados, con varios prototipos lanzados y en las fases finales del desarrollo, la desaparición de la Conie llevaría aparejada la cancelación del programa. Afortunadamente, revivió cinco años más tarde, primero financiado por la Cicyt⁶⁹ y luego al amparo del programa *Capricornio*.

Si bien el INTA-100 nació a la sombra del INTA-300 como un «desarrollo menor», dentro de la coherencia española supondría una aportación tecnológica importante en el ámbito de los motores cohete. Asimismo, sería el nexo de unión entre la generación que empezó con los cohetes de sondeo, a mediados de los años 60, y la siguiente, que tomaría el relevo en los 80.

Cronología. Primeros años (1976/80)

Las ideas iniciales sobre este cohete parecen ser de 1975, e incluso de 1974, aunque el primer documento disponible con un estudio es de 1976 y su partida presupuestaria de 1977⁷⁰. Desde esas fechas hasta el ensayo del primer motor en banco, en diciembre de 1983, y el lanzamiento del prototipo en junio de 1984, pasaron unos ocho años, que fueron muchos. Esta dilación tiene su explicación como veremos.



A mediados de 1976 ya se habían analizado dos configuraciones. Una, con dos etapas de 100 mm, utilizando los dos propulsores de las correspondientes del INTA-300; la otra, con una segunda etapa de 120 mm a la que se suponía que se tendría que añadir un motor simple como primera etapa. La conclusión indicaba que el motor de 120 necesitaría un tiempo de combustión largo, pues si no, ninguna de las dos soluciones cumpliría con los requisitos impuestos. Un año más tarde, en junio de 1977, se expresa claramente la necesidad de un motor con bajo empuje y largo tiempo de combustión, esto es, en cigarrillo. Ahora bien, ello implicaba el desarrollo de las siguientes tecnologías:

- Propulsante de alta velocidad de combustión.
- Motores probeta para ensayos de propulsante.
- Protectores térmicos interiores.
- Materiales no metálicos para toberas.
- Cámara de combustión específica.

Como pretender abordar todos estos puntos con medios propios era bastante arriesgado, se optó únicamente por el desarrollo del propulsante y obtener el resto de los elementos en el mercado, dejando la nacionalización para una etapa posterior. La elección de esta opción no era casual, sino que entraba en la política del INTA de adquirir las tecnologías que tuviesen un mayor potencial innovador.

El plan era que el estudio del propulsante lo llevase a cabo ERT dentro de la familia de los plásticos o poliisobutilenos, y el INTA iniciase el desarrollo de los motores probeta, herramienta imprescindible para los trabajos de propulsores. Como posible suministrador del resto de las piezas se contempló a la firma BAJ, con la que se tenía una relación muy estrecha por el INTA-300. En ese mismo año se pusieron en marcha ambas actividades: el motor probeta en el INTA y el contrato con ERT para el propulsante, firmado a finales y financiando con fondos de 1977⁷¹. El estudio lo entregaron un año más tarde, a finales de 1978, concluyendo que era factible alcanzar velocidades de combustión entre 5 y 35 mm/s, con posibilidad de llegar hasta 50 mm/s. Por lo demás, no hubo más actividades respecto al vehículo.

En 1979 hubo algunas acciones importantes. Se contrató a ERT una continuación de los trabajos anteriores con la idea de llegar a formulaciones más concretas. Simultáneamente, se solicitó a BAJ un protector térmico del *Skua* y un tubo en aleación ligera para la cámara de combustión, con el fin de realizar el diseño de un motor experimental que sirviese para adquirir tecnología y experiencia con los motores en cigarrillo. Tendría un diámetro interno de 130 mm, y con esta cifra se analizaron algunas configuraciones del vehículo. También se decidió el iniciar el desarrollo de los materiales protectivos para la tobera.

La actividad siguió siendo escasa en 1980. No obstante, a partir de los análisis recibidos de ERT se eligió una formulación de la que se contrataron 200 kg, también se contrató con BAJ y se comenzó el diseño del motor experimental. Con el año 1980 se cierra una primera etapa, dominada por la indefinición; no siendo hasta 1981 cuando el proyecto en verdad se encarrila, aunque para ello hubo que acometer la nacionalización completa del sistema.

Como resumen de esta primera etapa, lo más destacado fue el desarrollo de un nuevo propulsante por ERT, y la puesta a punto de los elementos instrumentales auxiliares, tales como los motores probeta, así como los análisis de configuración, ambos efectuados en el INTA. No es que las dificultades hubiesen terminado, pero el camino a seguir estaba más claro, aunque hemos de insistir en que la falta de personal fue la tónica dominante, ya que condicionaría varias de las decisiones de años posteriores.

Período básico (1981/84)

En 1981 se tuvieron que tomar varias medidas clave cuya necesidad se había hecho patente al final del año anterior, algunas con el agravante de que todavía no se disponía de todos los datos básicos en la mano. El motor experimental sufrió un fuerte revés al encontrarse que los materiales contratados, en particular los tubos, no tenían la calidad adecuada. Esto obligó a iniciar los trabajos para el motor de vuelo, sin esperar a los resultados del experimental, pues en ese caso el proyecto, con toda seguridad, se alargaría en varios años. Por otra parte, hubo que definir el diámetro definitivo del vehículo, pues el personal de los Grupos Científicos necesitaba ese parámetro para el desarrollo de la instrumentación. Se habían realizado estudios con 100, 120, 130 e incluso con 150 mm; y se eligió el de 120 mm, que parecía el más prometedor. Con este valor se proyectó el motor con cámara de acero cuya fabricación se contrató a la empresa Micra.

Para la primera etapa, dada la dificultad de acometer otro motor, se optó por utilizar el motor del cohete S-12 con pequeñas modificaciones. Afortunadamente, sus actuaciones eran suficientes, aunque con el inconveniente de que su diámetro era de 100 mm,



Fig. 2.35. Ojivas y cilindros de la carga útil del INTA-100. ■

ciones en el diseño del motor. Durante ese año se terminaron el llenado del motor experimental y del real casi simultáneamente. Ciertamente, el experimental ya no tenía mucho sentido, pero se continuó con su preparación. Los planes eran tener disponible hasta diez motores para banco, aunque se esperaba ponerle a punto con menos unidades. Así, se llegó a final de año con ambos motores listos para prueba. Se dispararon el 20 y 22 de diciembre, primero el experimental, que rompió la tobera, luego el real, que fue positivo. Se había esperado mucho este momento, pero ya se disponía de un motor, que se designó *Urbión*, aunque todavía quedaba un largo trabajo de puesta a punto y optimización.

En 1984 se presentaba el reto del vuelo. Por una parte, un grupo de nuevos ingenieros se embarcó en el refinamiento del motor, con el fin de mejorar sus actuaciones, ya que estaba deliberadamente sobredimensionado⁷³. Para el primer ensayo en vuelo se prepararon dos maquetas, que recibieron el nombre de *Zorzal*, que tenían el motor *Urbión* cargado con material inerte,

frente a los 120 de la segunda etapa, cuando lo ideal hubiese sido mantener el diámetro e incluso llegar a unos 140 mm en la primera, que habría dado lugar a una configuración más corta. Ahora bien, el S-12 tenía una gran ventaja: era un cohete ya experimentado y muy fiable. Solo se modificó la pieza de la tobera para soportar las nuevas aletas y la guía de lanzamiento.

Quedaba pendiente el importante problema de los materiales no metálicos, esto es, los protectores térmicos del interior de la cámara y los de las toberas, uno y otro de naturaleza muy diferente. El trabajo se intensificó desde mediados de año y a finales empezaron a verse los resultados⁷².

El año 1982 fue importante para el proyecto, aunque con diversos problemas por el escaso personal disponible. No obstante, se definió el vehículo ya casi en su configuración final. También se obtuvieron los bloques de material para los protectores térmicos de las toberas y con ellos se fabricó la primera tobera completamente nacional. Tras muchas dificultades, también se dispuso de los protectores internos de caucho, que se pegaron en el interior de una cámara de combustión. En realidad, como ya se habían producido los útiles de llenado, se estaba en disposición de acometer el primer llenado de un motor. Sin embargo, una avería en la planta de llenado del INTA y un incendio en una de las mezcladoras de ERT en Galdácano frustraron esa posibilidad, que tuvo que esperar casi un año.

Fue también en 1982 cuando se decidió preparar unas maquetas para vuelo, consistentes en un vehículo completo pero con motor lastrado y la primera etapa real. Con ellas se pretendía investigar la separación de las etapas. Para la carga útil, se fabricaron en el INTA los componentes de las ojivas bobinados en fibra de vidrio, como se muestra en la Fig. 2.35, y también se mecanizó el rail de lanzamiento, que se acopló sobre el existente para el INTA-300 en la rampa *Nike*. Y para terminar el año se contrató un lote de propulsante para veinte motores.

En 1983 las actividades de fabricación estaban completamente lanzadas: las toberas para banco, las cámaras de combustión, el piecerío para las unidades de vuelo, las maquetas, moldes, propulsante, etc. El problema más crítico fue la repetibilidad del propulsante, que obligó a algunas pequeñas modifica-



pero con una pequeña oblea de propulsante real en la parte próxima a la tobera, cuya finalidad era comprobar la ignición. Al vehículo de vuelo se le designó *Rocío*. Su motor tenía ya algunas mejoras pero no todas; el criterio conservador siguió privando, pues después de tanto tiempo se quería disminuir los riesgos en todo lo posible. Esta es la razón por la que al prototipo se le adjetivó como tecnológico.

Los lanzamientos se efectuaron los días 11, 12 y 13 de junio, todos con éxito. Las maquetas mostraron la ignición y separación limpia de la segunda etapa, y el prototipo siguió la trayectoria prevista. El apogeo fue de 45 km, aparentemente muy lejos de los 80-90 deseados, pero se ajustaba con exactitud a las previsiones, lo cual indicaba que con los refinamientos del motor y la eliminación de pesos introducidos como cautelas, el vehículo alcanzaría las actuaciones deseadas, como así fue. En la Fig. 2.36, se muestra la salida de este primer prototipo.

La campañas de 1985

En 1985 se realizaron tres campañas de lanzamiento con un total de cinco vehículos. El segundo prototipo, *Rocío-2*, con el motor más optimizado, se lanzó en el mes de marzo. Su trayectoria presentó dos anomalías: la primera, que se desvió en acimut unos 40°, y la segunda, que expulsó la ojiva en vuelo. Esto último se debió a un fallo en el sistema de ventilación de la ojiva⁷⁴. La resistencia del cohete sin ojiva aumentó sustancialmente, con lo cual el apogeo se quedaría en 33 km. En cuanto a la desviación, era un problema más alarmante, aunque tras el análisis de los registros ópticos de vuelo, los cuales no proporcionaron una información suficiente, solo se pudieron hacer algunas conjeturas.

Con todo el material especialmente revisado se inició la siguiente campaña, en junio, con el *Rocío-3*. En este falló el encendido de la segunda etapa y se repitió la desviación del acimut. El fallo se atribuyó a una oxidación local del propulsante, lo que ponía en entredicho el procedimiento de ignición que se efectuaba por un sangrado de los gases de la primera etapa. En estas circunstancias se acometió el siguiente lanzamiento, el del *Rocío-4*. Volvió a desviarse y alcanzó un apogeo de 74 km⁷⁵, que equivaldrían a más de 90 km si se descontasen los efectos de la desviación. La conclusión era que las actuaciones de la segunda etapa eran adecuadas, pero que había una anomalía en el vuelo de la primera etapa. A raíz de esto se inició un estudio de mejora y corrección de este problema. Las ideas que se manejaban era rigidizar la unión entre las etapas, retrasar el encendido, cambiar las aletas de la primera etapa e incluso un nuevo motor de primera etapa, de más corto tiempo de combustión.

Al mismo tiempo habían proseguido las mejoras del motor principal y como se disponía de dos prototipos más, se optó por ensayarlos aun a riesgo de indeseadas desviaciones, incrementando, obviamente, las áreas de seguridad de caída y empleando medios ópticos para registrar la primera parte de la trayectoria.

Tal fue la campaña de noviembre de ese año, 1985, en la que se lanzaron los *Rocío-5* y *Rocío-6*. El primero iba lastrado y alcanzó un apogeo de 110 km, también con una desviación en acimut. El segundo llevaba una carga de *chaff*, que utilizaba los mismos sistemas que la proyectada carga útil meteorológica. Se programó la eyección a los 100 s, que equivalían a una altura de unos 90 km⁷⁶. No se detectó la nube y el impacto en el agua fue a los 197 s, en vez de los 300 s esperados, de lo que se conjeturó que debió de producirse una eyección prematura, a una altura en la que todavía la trayectoria del vehículo era sensible a la resistencia aerodinámica, estimándose el apogeo en unos 50 km.

De los registros fotográficos se concluyó que las aletas traseras eran poco eficientes, por lo que se incrementaba el ángulo de ataque durante el ascenso de la primera etapa, haciendo entrar en juego los términos no lineales de la sustentación generados por el cuerpo y la estela. Este fenómeno no se había presentado en las dos primeras maquetas y el *Rocío-1* en razón de que en estos el margen de estabilidad estática era mayor a causa de los sobrepesos.

Ya con los datos disponibles, las actuaciones del vehículo quedaban prácticamente determinadas. Se estudió la sustitución del S-12 por un motor más corto, que se denominó *Chiqui*, y que tenía la misma cámara de combustión pero acortada a 600 mm. El propulsante era el del *Urbión* con un conducto interno anular; si bien tenía menos masa de propulsante, sus actuaciones eran



Fig. 2.36. Salida de rampa del primer prototipo del INTA-100. ■

equivalentes a las del S-12. De este motor se realizaron tres unidades para banco, que se ensayaron entre finales de 1986 y principios de 1987.

Cuando estaban en curso las modificaciones correctoras, la desaparición de la Conie, como consecuencia de la entrada en vigor de Ley de la Ciencia, en abril de 1986, paralizó todos los trabajos del INTA-100. En aquellos momentos, pensamos que el proyecto había muerto definitivamente.

Antes de pasar al renacimiento del INTA-100, se impone una descripción del vehículo y sus componentes principales.

Desarrollo del motor *Urbión*

En la Fig. 2.37 se presenta un esquema de este motor. El propulsante llenaba el interior separado de la cámara por una protección interna de caucho con un espesor variable y creciente desde la cabeza hasta la tobera. Al avanzar la combustión, los gases corren por el interior quemando progresivamente dicha protección, lo que justifica que el grosor sea mayor en la zona de atrás, puesto que ha de soportar el flujo de gases durante más tiempo. La tobera era de concepción muy simple, formada por una estructura exterior de aleación ligera, que también servía de soporte a las aletas, un bloque de material protectorivo y la garganta de grafito. El encendido se efectuaba por un chorro de gases que se extraía de la primera etapa, por medio de un tubo con un diámetro interno de 1 mm; posteriormente, este sistema se sustituyó por un iniciador independiente.

Los trabajos para el desarrollo y calificación del protector de caucho avanzaron con bastantes dificultades, especialmente por carecer de instrumentos de ensayo que validasen el comportamiento balístico de estos materiales. Para seleccionar el tipo de caucho se realizaron algunos ensayos, con ayuda de pequeños motores derivados de los antiguos S-9, mediante los cuales se trataba de reproducir, en lo posible, las condiciones de funcionamiento. Al final se eligió una formulación de etileno-propileno. Las primeras «mangas» de caucho para el motor real se fabricaron moldeándolo sobre un macho de acero que reproducía el contorno interno, luego se vulcanizaba, a continuación se mecanizaba la superficie externa por abrasión y al final se desmoldeaba. El proceso era muy laborioso, pero así se hicieron las unidades usadas en los primeros motores, que sirvieron para ajustar el espesor del caucho, que al final quedó en 1 mm en la cabeza y 6 mm en la tobera, con un aumento lineal. Posteriormente se fabricó un molde en el que se inyectaba el caucho, se prensaba y vulcanizaba. Todos estos procesos se realizaron en el INTA.

Los materiales de las toberas tenían una problemática similar. Su composición era a base de resina fenólica y amianto con las que se formaba una mezcla que se comprimía y curaba a temperatura, dando lugar al «durestos» o «fenoamianto» ya mencionado en apartados anteriores⁷⁷. También, al igual que en el caso del protector interior, se fueron superando las dificultades y al final se definieron varias formulaciones con sus respectivos procesos. En cuanto al grafito de la garganta, también se probaron muestras de varias densidades, con el fin de disminuir la erosión, bastante alta en los primeros ensayos. Al final se terminó por utilizar la máxima calidad que se pudo obtener en el mercado, que aunque todavía con efecto erosivo se consideró aceptable.

La cámara era de acero con un espesor de 1,2 mm fabricada a partir de un tubo mecanizado en el que se colocaban dos insertos sobre los que roscaban la pieza de cabeza y la tobera, ambas en aleación ligera. Fueron construidas por la empresa Micra; luego se sometían a los ensayos de aceptación en el INTA y se pegaba el protector térmico interior.

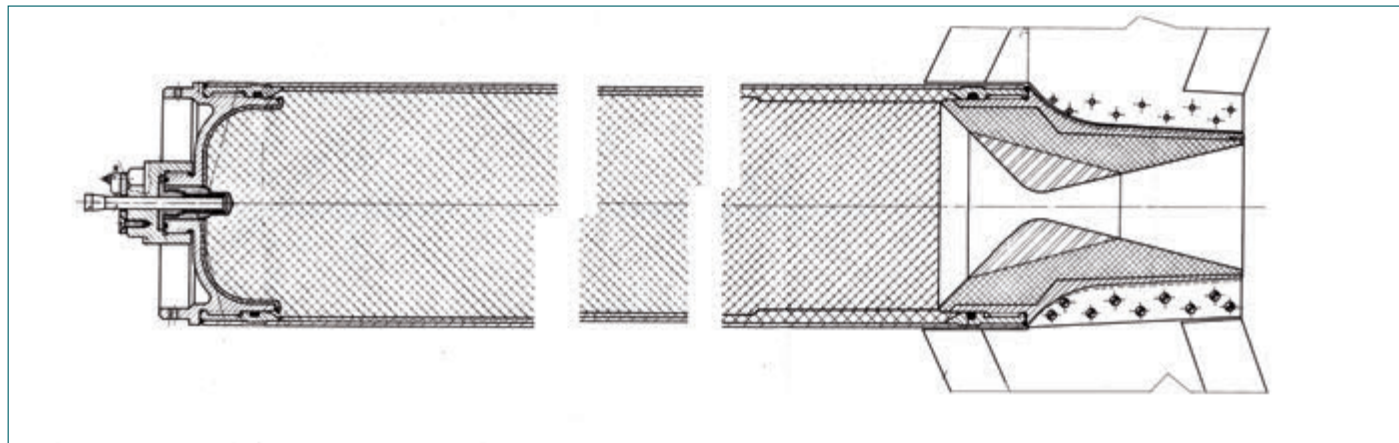


Fig. 2.37. Esquema del motor *Urbión*. ■

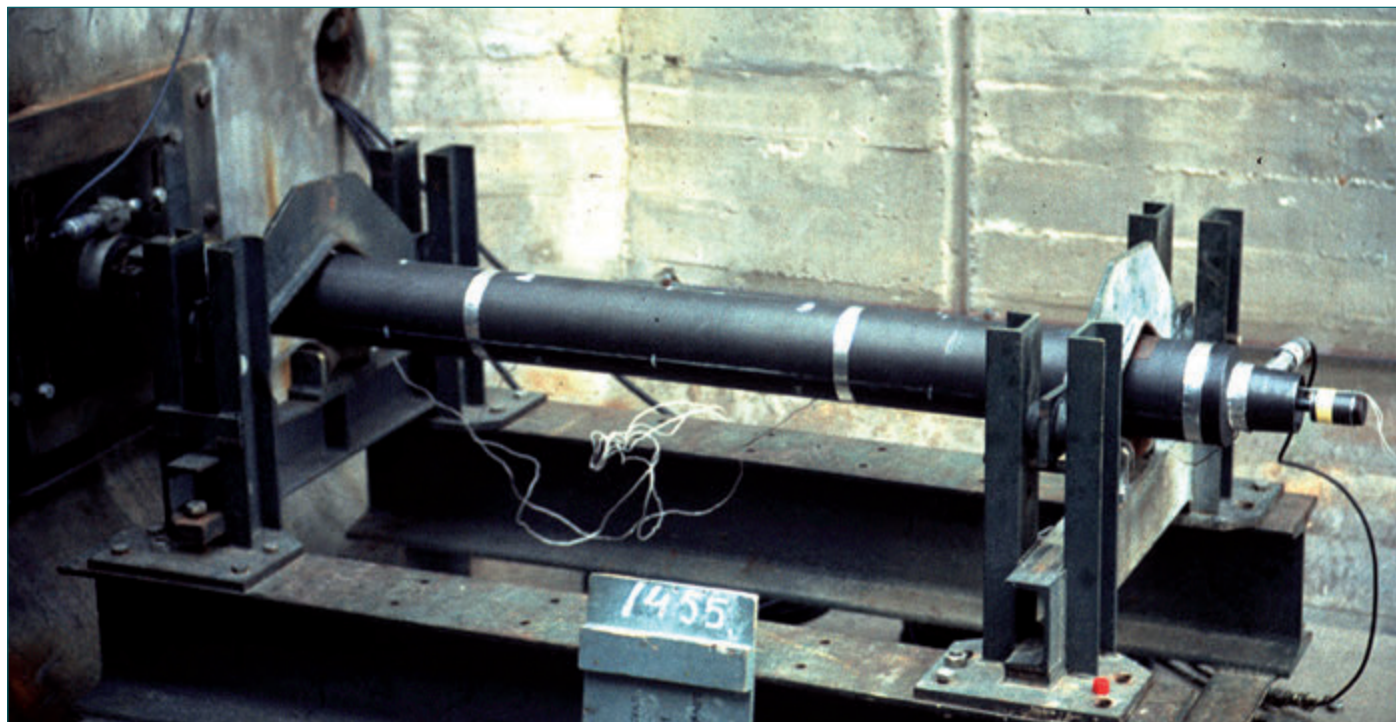


Fig. 2.38. Ensayo en banco estático del motor *Urbión*. ■

El propulsante, de la familia de los propulsores plásticos del INTA, recibió el nombre de GPC-300, fabricado por ERT, y para el llenado se emplearon las instalaciones del programa del INTA-300.

En total se fabricaron 32 cámaras de las que 24 resultaron aptas para vuelo, presentando las restantes algunos defectos. En total se completaron 26 motores de los que 13 se dispararon en banco estático, 12 propulsaron otros tantos y el sobrante se destruyó años más tarde. A ellos hay que añadir cinco motores inertes, que más bien habría de denominar como semiactivos, pues tenían una pequeña porción de propulsante en la zona de tobera, aproximadamente un espesor de 50 mm. Con una serie tan reducida se explica que la mayor parte de los procesos productivos se realizasen en el INTA.

Los ensayos en banco se llevaron a cabo en 1984 y 1985, mejorando progresivamente las actuaciones del motor por la reducción del espesor del caucho y la calidad del grafito de la garganta. En los primeros, el impulso total era de 39,7 kNs con un tiempo de combustión de 44 s; y al final se consiguieron 48,7 kNs en un tiempo de 33,5 s. En este último, el empuje medio era de 1,45 kN con un máximo de 1,67 kN al inicio de la combustión. La masa total era 32,7 kg, de los que 22,5 kg eran de propulsante. La primera todavía hubiese sido susceptible de alguna reducción mediante una disminución adicional del espesor de la cámara, aunque ello hubiese requerido otro proceso diferente de fabricación y el rediseño de la tobera. El resto era poco modificable, pues los casquetes eran de aleación ligera, e incluso se había evitado un anillo específico para la sujeción de las aletas, fijándose estas directamente a la propia tobera. Para completar su descripción añadamos que su longitud era de 2476 mm.

En la Fig. 2.38 se muestra el primer motor, colocado en la bancada, preparado para el disparo; se hace notar que como encendedor se utilizaba un pequeño motor proveniente del grano del S-9; las cintas brillantes sujetaban los termopares y en un lateral de la tobera se puede apreciar el sensor de presión.

Descripción del vehículo

En la Fig. 2.39 se muestran el despiece completo del vehículo y la carga útil, aunque la fotografía se corresponde a lo que sería la segunda versión, como explicaremos más adelante. Una vista de la primera, a la que nos referiremos de momento, está en la Fig. 2.40, que presenta el primer prototipo en la rampa de lanzamiento. En esta se distinguen las dos etapas, cada una con un juego de aletas, y el conjunto de la carga útil. El vehículo se deslizaba por el raíl apoyado en tres pies, dos fijos en la primera etapa y el tercero eyectable en la base de la carga útil.

La primera etapa, que como hemos dicho era una variante del cohete S-12, tenía un diámetro exterior de 100 mm, una longitud total de 1640 mm y una masa de 27,7 kg; de estos, 9,5 kg eran propulsante que suministraba un empuje de 18,2 kN durante 1,1 s. Del motor de la segunda etapa ya hemos hablado. La masa total del conjunto a la ignición era de 67,7 kg, en la que se incluían 6 kg de carga útil.

La unión de las etapas se hacía a través de una pieza interetapas que se fijaba en la cabeza de la primera y que abrazaba la segunda. Para encender el motor *Urbión* se tomaba un sangrado de gases del motor S-12, a través de un tubo que salía de la cabeza y entraba en la tobera de la segunda. Este pequeño flujo de gas iniciaba la combustión cuando el vehículo no había aún abandonado la rampa, por lo que coexistían los dos motores encendidos durante toda la combustión del primero. Por ello, la pieza de unión tenía un deflector y cuatro ventanas laterales que permitían la salida del chorro hacia el exterior. Mecánicamente, la unión era un simple apoyo. Una vez finalizado el empuje de la primera etapa, el chorro de la segunda provocaba la separación de forma limpia. El procedimiento era sencillo y se mostró eficaz aunque luego se cambiaría.

Como es habitual en este tipo de configuración, las aletas delanteras tienen como punto crítico de diseño el instante de máxima velocidad, que se produce al final de la combustión de la segunda etapa; mientras que para las traseras lo es el de mínima velocidad que sucede a la salida del vehículo del raíl, estando condicionadas por la estela generada por las delanteras. Los primeros prototipos tenían las aletas traseras pequeñas, como se puede apreciar en la Fig. 2.40, tal que su envergadura fuese menor que la separación de los dos torbellinos generados por las delanteras para evitar su efecto. Al final se adoptarían aletas grandes, como las mostradas en la Fig. 2.39, las cuales tienen que contrarrestar la estela y, por ser mayores, tenían la desventaja de ser más susceptibles al efecto del viento pero proporcionaban mayor estabilidad.

Las aletas de la segunda etapa estaban construidas en aleación ligera con un borde de ataque en acero inoxidable y con una envergadura total de 576 mm. Se fijaban a la pieza externa de la tobera por unos encastrés e iban caladas un ángulo de 24 minutos de arco, lo que inducía una velocidad de giro máxima de 4,5 rps. La ojiva y compartimento de la carga útil se fabricaron por devanado de fibra de vidrio, rematada por una punta de acero inoxidable, y fijadas a la parte inferior por un cilindro de aleación ligera en el cual se alojaban los mecanismos de control de la eyección.

A la salida de rampa de 8 m de longitud, el vehículo llevaba una velocidad de 65 m/s y una aceleración de 260 m/s² creciente hasta 286 m/s² al fin de combustión del acelerador a una altura de 200 m, estando entonces animado con una velocidad de 320 m/s. El final de la combustión del *Urbión* sucedía aproximadamente a 29 km de altitud con una velocidad de unos 1250 m/s, que permitiría el vuelo hasta el apogeo sobre los 100 km.



Fig. 2.39. Despiece del vehículo INTA-100. ■



Fig. 2.40. INTA-100. Primer prototipo en rampa. ■

Carga útil meteorológica

La carga útil meteorológica consistía en un módulo, cuya función era la medida de la temperatura y su envío a tierra mediante un transmisor, que se eyectaba en la proximidad del apogeo y que descendía con un paracaídas. En la Fig. 2.41 se muestra el conjunto de la misma. En la parte delantera se situaba el módulo de medida; este consistía en un sensor de temperatura que, a través de un acondicionador, atacaba al transmisor, el cual emitía una señal modulada en la banda de los 1680 MHz. Estos elementos, junto con la antena y las baterías, estaban contenidos en un cilindro de teflón, que deslizaba por el interior de la cubierta cilíndrica de la carga útil. En la Fig. 2.42 se presenta el transmisor con su antena, que iba encerrada en otra pieza de teflón troncocónica, que se muestra separada hacia la izquierda y permite ver la antena. En la punta, cubierto por un tapón oscuro que se desprendía en el descenso, estaba situado el sensor de temperatura.

El paracaídas estaba fabricado en seda metalizada, con un diámetro de 4,2. Su empaquetadura estaba contenida en un cilindro de fibra de vidrio deslizante interiormente. En su parte inferior, en una pieza que hacía el oficio de pistón, se situaba un pequeño motor cohete que hacía la función de eyector para expulsar todo el conjunto hacia el exterior. En el despiece de la Fig. 2.39 se ven el módulo y el paracaídas con sus cintas; y en la Fig. 2.43, los conjuntos parcialmente montados. En la parte inferior se encontraba el módulo electrónico de temporización con un umbilical propio para el armado y comprobación.

El proceso arrancaba al iniciarse el movimiento del cohete en el lanzador y desprenderse el umbilical, lo que activaba la cuenta del temporizador. Cuando se alcanzaba el tiempo programado, la electrónica enviaba la corriente al encendedor del micromotor, que en su acción movía la pieza inferior que hacía de émbolo y arrastraba el cilindro del paracaídas y módulo de medida, rompiendo los pasadores de seguridad de la ojiva y expulsando todo el conjunto al exterior. Sin embargo, en este proceso, parte de las piezas, y en particular la empaquetadura, quedaban retenidas por un cable que se unía a la cabeza del motor principal, de tal forma que permitía la liberación del paracaídas. Este se desplegaba en la caída cuando la presión del aire fuese suficiente, iniciándose un descenso lento, que era seguido por los radares gracias a la metalización de la tela. Al mismo tiempo se recibía por telemetría la señal modulada según la temperatura externa, y de la correlación de ambas se deducía su perfil con la altura.

El desarrollo de la carga útil se inició simultáneamente con el vehículo, y lo llevaron a cabo los grupos de Atmósfera y de Apoyo de los Grupos Científicos de la Conie en colaboración con otros departamentos del INTA⁷⁸. Se construyeron cinco cargas útiles completas y tres inertes, en las que se sustituyó el conjunto de medida por un lastre de madera de forma y masa equivalente. La intención era comprobar primeramente la eyección y el despliegue, y posteriormente el conjunto completo.

El desarrollo de la carga útil se inició simultáneamente con el vehículo, y lo llevaron a cabo los grupos de Atmósfera y de Apoyo de los Grupos Científicos de la Conie en colaboración con otros departamentos del INTA⁷⁸. Se construyeron cinco cargas útiles completas y tres inertes, en las que se sustituyó el conjunto de medida por un lastre de madera de forma y masa equivalente. La intención era comprobar primeramente la eyección y el despliegue, y posteriormente el conjunto completo.

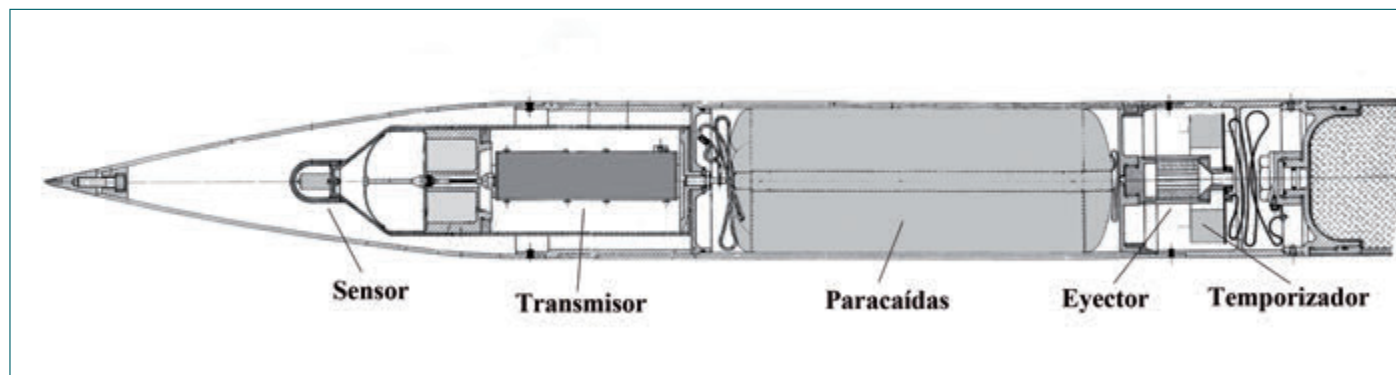


Fig. 2.41. Conjunto de la carga útil del INTA-100. ■



Fig. 2.42. Detalle del transmisor y antena. ■



Fig. 2.43. Componentes de la carga útil. ■

Hubo también una carga con *chaff*, que aprovechaba los mismos elementos mecánicos de la anterior, pero sustituyendo el conjunto de medida y paracaídas por las virutas de aluminio, que se eyectaba por el mismo sistema.

Por otra parte, el transmisor de la carga útil se probó en dos cohetes S-12. Para ello se utilizó una antena externa y se sustituyó el sensor de temperatura por uno fotoeléctrico con el que se pretendía medir el giro. Se lanzó el primero en diciembre de 1981, con éxito parcial, pues si bien el transmisor funcionó no lo hizo el sensor, aunque se pudo obtener la rotación con el análisis del control de ganancia en el receptor de telemetría.

El propulsante del micromotor cohete utilizado en la carga útil era un corte del grano del INTA S-9, del que también se aprovecharía el encendedor. El conjunto del sistema de eyección se ensayaría en tierra a partir de noviembre de 1983 con resultados satisfactorios.

Reanudación de los trabajos (1989/91)

Aunque las esperanzas de revivir el INTA-100 eran escasas, a veces la vida da giros inesperados. Así, cuatro años más tarde, en mayo de 1989, la Cicyt⁷⁹ aprobaba el proyecto de investigación *Sistemas de sondeo atmosférico basados en un conjunto vehículo lanzador/carga útil*, cuyo objetivo era la reanudación del programa partiendo del material existente. A pesar de la buena noticia, las perspectivas eran duras, pues en esos cuatro años las piezas fabricadas estuvieron criando polvo en los almacenes, los lotes de propulsante envejeciendo y las instalaciones de llenado y prensado también. Más aún, se había producido un incendio en una de las casetas de la planta de fabricación de motores que la arruinó casi completamente, por lo que había que rehacerla. De las



cargas útiles apenas quedaban piezas, se conservaban seis paracaídas y solo se pudieron montar tres unidades completas. Por otra parte, la misión para la que se había proyectado el vehículo estaba ya obsoleta. En estas circunstancias las dificultades de retomar la situación fueron bastante arduas. El deterioro de equipos e instalaciones era mayor del previsto. Hubo que reconstruirlas, reparar servicios auxiliares, calefacción, acometidas de agua, luz, etc. Todo ello sin olvidar la tarea de formar al personal recién incorporado⁸⁰. En algunos aspectos hubo casi que empezar desde el principio.

Además de esta puesta a punto, los trabajos se encaminaron a actualizar las modificaciones que se habían previsto con anterioridad. Se descartó el motor *Chiqui* por cuestión de plazos, y los cambios se centraron en un nuevo sistema de ignición para la segunda etapa y rigidizar la unión entre ambas. La ventaja de independizar los encendidos de las dos etapas permitía una ligera mejora en las actuaciones, aunque a costa de una mayor complejidad, ya que era necesario un sistema electrónico de encendido⁸¹ y un nuevo encendedor para el *Urbión*; todo ello con todas las seguridades precisas. Se fijó un retardo de 2 s para la ignición de la segunda etapa, aunque se previó que fuera ajustable, cuya temporización se iniciaba con el movimiento del vehículo. Ahora bien, todos estos cambios implicaban la validación en tierra de un nuevo iniciador, que tenía que actuar desde la tobera. Para ello se realizaron más de veinte ensayos en banco usando micromotores diseñados específicamente para este cometido, entre octubre y noviembre de 1990, para simular el comportamiento de la ignición.

En paralelo se tomó la decisión de lanzar varias maquetas con el fin de validar los nuevos sistemas y comprobar el comportamiento del cohete durante la combustión de la primera etapa, que era donde estaban los problemas de desvíos. Mientras se ponía a punto el iniciador se preparó la primera de ellas, la M0, que tenía la segunda etapa completamente inerte y con una unión reforzada por pasadores, conservándose las aletas antiguas. Se pretendía una simple constatación. El lanzamiento se efectuó en octubre de 1990 y el comportamiento fue similar a los últimos de 1985, incluso se separó la segunda etapa cuando no era lo esperado. Como consecuencia se pasó a introducir todas las modificaciones, esto es, se rediseñaron las aletas de la primera etapa, con una envergadura de 700 mm, y la unión entre etapas se hizo por medio de un diafragma roscado que colapsase por el chorro de la segunda etapa, sistema similar al utilizado en el INTA-300. Como complemento, hubo que comprobar en tierra que el chorro del *Urbión* provocaba la rotura del diafragma sin dañar ningún otro elemento; por ello, además de pruebas con micromotores, se llevaron a cabo dos disparos completos en banco en enero de 1991. En la Fig. 2.44 se muestra la nueva unión entre las etapas.



Fig. 2.44. Detalle de la unión interetapas. ■

Las dos siguientes maquetas, las M1 y M2, incorporaban todos los cambios, con la diferencia de que el motor de la segunda etapa no era completamente inerte, sino semiac-tivo al igual que habían sido los motores usados en los *Zorzal*, pues llevaban una rodaja de propulsante real, de unos 50 mm de longitud, con el que se pretendía comprobar la ignición en vuelo. Ambas se lanzaron en noviembre, con resultados similares, un apogeo de 3,8 km y un alcance de 2,4 km. La segunda etapa se separó correctamente en ambas, como quedó patente en el seguimiento fotográfico, y no hubo ninguna anomalía en los desvíos. A tenor de estos resultados se consideró que se podía pasar a ensayos con la nueva configuración del vehículo, tal como se muestra en la Fig. 2.45.

A continuación se prepararon dos vehículos completos, que serían los *Rocío-7* y 8. El primero lastrado y el segundo con la carga meteorológica, pero con el módulo de medida sustituido por un lastre, que debería eyectarse y descender con el paracaídas. Los lanzamientos se efectuaron el 18 de enero de 1991. El primero, con una elevación de $QE=80^\circ$, ascendió hasta 118 km, incluso superando la expectativa de los 100 km, probablemente por llevar uno de los motores con más propulsante⁸² y ser algo menor el lastre. En la Fig. 2.46 se presentan los datos de altura y alcance obtenidos por el seguimiento radar y la velocidad deducida de los anteriores. El segundo, el *Rocío-8*, llevaba la carga simulada, cuya masa era de 5 kg; se lanzó con un $QE=85^\circ$; lamentablemente, la eyección tuvo



Fig. 2.45. INTA-100. Segunda versión. ■

lugar prematuramente a los 29 s de vuelo, antes de finalizar la combustión. Tal como mostró la trayectoria de los dos radares, el cohete continuó ascendiendo hasta 22 km de altura durante 38 s, con una gran resistencia aerodinámica. Los radares captaron el paracaídas en su descenso a los 100 s, cuando estaba a 17 km de altura, y continuaron hasta tierra a los 280 s y a 7 km de distancia del campo. A pesar de todo, se comprobó al menos que el sistema de eyección funcionaba en vuelo en condiciones más adversas. Tras estos lanzamientos se podía dar por concluido el desarrollo del vehículo; solo quedaba intentar sacar el máximo partido al material que aún quedaba, más por interés tecnológico que práctico.

Esto se acometió con los dos siguientes vehículos, *Rocío-9* y *10*. El primero sería lanzado el 14 de octubre de 1991, fecha que se hizo coincidir con el 25 aniversario del primer cohete lanzado desde El Arenosillo⁸³. Iban provistos de la carga útil meteorológica lastrada, similar a las del *Rocío-8*, pues se consideró que si bien no valía la pena el utilizar las reales, si no, al menos, poder comprobar el sistema de eyección y despliegue del paracaídas. Por otra parte, los motores *Urbión* provenían del principio de la serie, con unas actuaciones menores. El *Rocío-9* se lanzó con un $QE=80^\circ$, la trayectoria fue correcta, pero solo se recibieron datos de un radar, aunque fueron tan ruidosos que no se pudo estimar con precisión el apogeo. En cuanto a la carga útil, los dos radares estuvieron a la espera de la señal del paracaídas en su descenso, pero no captaron nada. La fotografía mostrada en la Fig. 2.47 corresponde al instante de la ignición del vehículo⁸⁴.

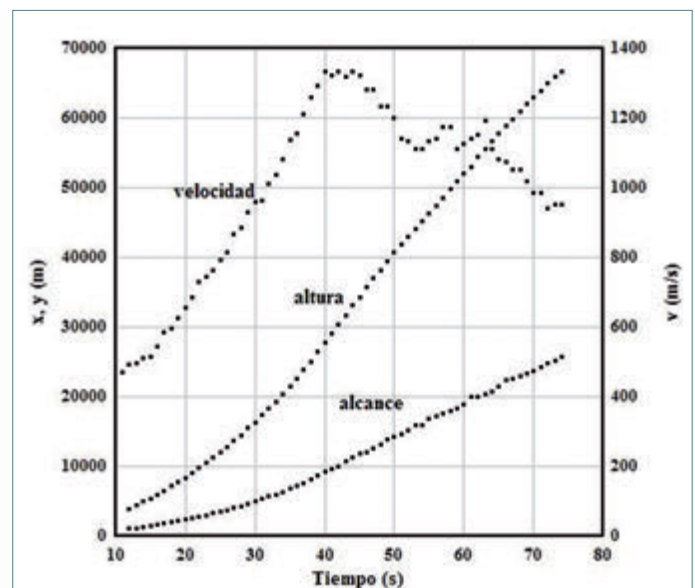


Fig. 2.46. Datos del *Rocío-7*. ■



Fig. 2.47. Ignición del *Rocío-9*. ■

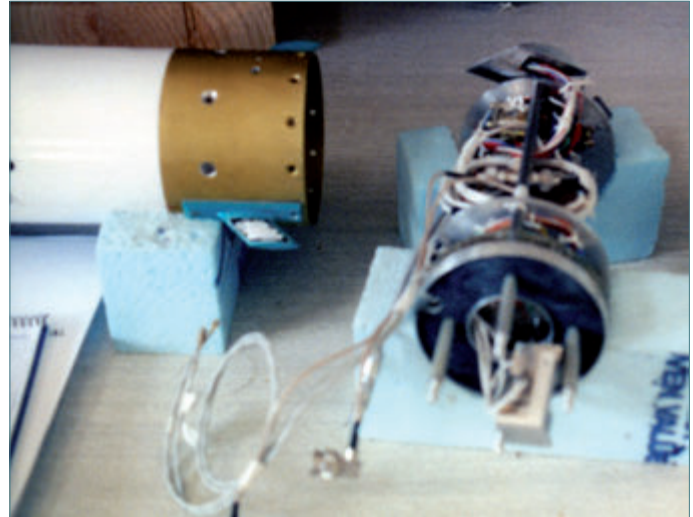


Fig. 2.48. Carga útil de los *Rocío-11* y *12*. ■

El *Rocío-10* se lanzó al día siguiente con un viento en rampa muy fuerte, de unos 30 m/s; además se ajustó el temporizador de ignición a 10 s con el fin de extremar las condiciones de funcionamiento del cohete. Tras la salida del raíl de acuerdo con los datos de trayectografía, el vehículo se apuntó al viento curvando su trayectoria hasta un QE equivalente de 79°, que le llevó a un apogeo de 73 km y un alcance de 62 km. En cuanto al descenso, se detectó el paracaídas a una altura de 10 km en un instante en que debería estar a unos 30 km; se siguió hasta tierra y se rastreó la zona de caída pero no se encontró. Lo más

probable es que el despliegue del paracaídas se efectuase a menos altura de la prevista. En rigor, para poner a punto la carga útil hubieran hecho falta bastantes más ensayos, así como un rediseño del sistema de transmisión.

Con estos dos lanzamientos se cumplía el compromiso con la Cicyt, aunque todavía quedaba material para dos cohetes más. Estábamos en el año 1992, con los INTA-300B en preparación, así como con los trabajos del programa *Capricornio* en marcha, por lo que es algo sorprendente que, precisamente, a los dos últimos INTA-100, que ya era un cohete de sondeo obsoleto y sin futuro, se los dotase de una carga tecnológica. Si bien este tipo de cargas era ya bien conocido por los técnicos del INTA, en cualquier caso se necesitó un esfuerzo importante en su construcción y puesta a punto. Constaban de tres acelerómetros, tres termopares y un magnetómetro de tres ejes, cuyas señales, una vez acondicionadas, se muestreaban en un codificador PCM y enviaban por un transmisor en la banda S (2,25 GHz)⁸⁵. En la Fig. 2.48 se muestra una foto de la carga y en la Fig. 2.49, el conjunto durante el proceso de calibración de los magnetómetros.

Los *Rocío-11* y el *Rocío-12* se lanzaron el 7 y 8 de abril de 1992 respectivamente. La telemedida envió todas las variables de vuelo, que se recibieron y se registraron correctamente. Sin embargo, nunca se explotaron; por otra parte, tampoco se ha conservado la trayectografía. Estos, pues, fueron los dos últimos INTA-100.

Gastos e Inversiones

La Conie dedicó varias partidas para este cohete entre 1976 y 1983, cuyo total ascendió a 28,4 Mpta [1,0 M€-act]. Posteriormente, en el programa de la Cicyt se solicitaban 30,99 Mpta para los años 1988-89, a las que se añadirían 8,52 Mpta como aportación del Centro, que arrojan un total de 39,51 Mpta [0,52 M€-act].

Como resumen, se tendría la cantidad total de 67,91 Mpts, equivalentes a 1,54 M€-act. Sin embargo, además de no estar contabilizado el personal funcionario, también habría que sumar numerosos gastos internos (como fabricaciones, ensayos, etc.) de muy difícil evaluación.



Fig. 2.49. Calibración de magnetómetros de los *Rocío-11* y *12*. ■

Nota final

Después de todas las incidencias ocasionadas por la primera etapa, los últimos seis vehículos demostraron que el INTA-100 era un sistema eficiente y simple, capaz de llevar 5-7 kg al entorno de los 100 km, que podrían incrementarse en unos 2,5 kg más con algunas modificaciones. Sin embargo, los objetivos que motivaron su desarrollo habían desaparecido, y aunque había algunas perspectivas científicas⁸⁶, los tiempos ya no estaban para cohetes de sondeo de este tipo, ni de casi de ninguno. Por otra parte, el personal estaba dedicado al proyecto *Capricornio*, por lo que acometer una serie industrial ni estaba en los objetivos de entonces ni tenía interés científico.

Pocos años más tarde, para poner en marcha en el INTA la planta piloto para propulsores de la familia de los polibutadienos, los llamados HTPB, hubo que dismantelar parte de las antiguas de los propulsores plásticos, por otra parte, ya obsoletas. Con ello, los cohetes de sondeo, el INTA-300 y el INTA-100, pasarían a la historia de forma definitiva.

DESARROLLOS DE NUEVOS MOTORES

Los planes de los cohetes de sondeo llevaban asociada la adquisición de tecnología para la fabricación y diseño de vehículos y motores. Un punto importante fue la planta de llenado y la tecnología para la fabricación de los propulsores, que se acometieron simultáneamente al desarrollo de los vehículos. Con la voluntad de seguir progresando, estas instalaciones propiciaron varios programas complementarios, especialmente los tres siguientes: una preserie de motores *Aneto* y *Teide*, con la que se pretendía poner la planta casi en producción continua y preparar futuros vehículos INTA-300; un motor de gran tamaño, con el fin de llevarla a sus máximas posibilidades; y una familia de nuevos propulsores plásticos en los que se sustituiría el poliisobutileno por poliisopreno buscando aumentar el rango de temperatura de utilización.

Estos programas generaron una serie de actividades que se extenderían durante varios años y que relataremos a continuación.



Preserie INTA-300

Como ya se ha hecho notar, el programa del INTA-300 incluía la transferencia de tecnología para el diseño y fabricación de vehículos, y muy especialmente las relativas a los propulsores y de motores. En este sentido, se establecieron contratos con la empresa BAJ casi en paralelo con el desarrollo del cohete. En esto se contemplaba la colaboración para la fabricación en España de los propulsores de ambas etapas, la construcción de una planta piloto, un banco de ensayos estático y un laboratorio de propulsores. Esto contemplaba unos equipamientos, parte de los cuales sería suministrada por industrias británicas, y la asistencia de técnicos provenientes del PERME.

Los laboratorios y el banco de ensayos se iniciaron incluso antes del INTA-300, mientras que la planta piloto y la fabricación de propulsor lo fueron sobre 1971. La producción se estableció en la empresa ERT, en su factoría de Galdácano, y la planta de llenado, en el INTA. Estas instalaciones se exponen en el Capítulo 5. El plan terminaba con el llenado y disparo en banco de los motores realizados en España. Curiosamente, el ensayo en banco del primer motor *Teide* se efectuó pocos días antes del lanzamiento del segundo prototipo del INTA-300, en octubre de 1975.

En ese año, con dos prototipos lanzados y la planta piloto a punto, hubo una euforia en cuanto a los programas futuros⁸⁷. En particular, se estimaba que para poner a punto el INTA 300 con cargas útiles complejas se necesitarían seis vehículos, incluyendo los dos aún por lanzar. En paralelo, para completar los trabajos de la planta se habían encargado en 1975 tres juegos de cámaras, es decir, tres para los *Aneto* y otros tantos para los *Teide*, de los cuales dos juegos serían para banco estático y uno para vuelo. Además, se estudiaba adquirir cuatro juegos más, uno para banco, con lo que se dispondría de cuatro vehículos adicionales a sumar a los dos provenientes del desarrollo. A ello había que añadir propulsor para siete juegos de motores, los materiales para los cuatro vehículos e instrumentación para seis cargas útiles tecnológicas.

Estas intenciones casi se cumplieron en cuanto a las cámaras, pero no en cuanto a los vehículos, que quedaron reducidos a los dos del proyecto, más dos adicionales. Todavía en las previsiones para 1980 se solicitaba adquirir más cámaras y vehículos, pero la situación final era que, a principios de 1979, existían siete juegos de cámaras.⁸⁸

Durante los años siguientes estas actividades avanzaron con dificultades, en especial en lo relativo al suministro de propulsor, pues un accidente retrasó una de las entregas hasta 1983, año en que se dio por concluido oficialmente el programa de la preserie, aunque todavía se siguieron algunos trabajos pendientes. Las expectativas iniciales no llegaron a cumplirse, quedando en esa fecha cuatro motores *Aneto* y tres *Teide*, más diverso material, solo para dos vehículos y no completos. Además, por problemas que habían surgido en la producción de los propulsores, estos motores estaban cargados con partidas de varios lotes diferentes. Como hecho positivo hemos de recalcar que el cuarto prototipo del INTA-300 voló con dos unidades de esta preserie.

En 1983 hubo otra expectativa, la de utilizar los dos vehículos fabricados en un programa que se denominó «Experiencia INTA 300», que consistía en repetir parcialmente la carga útil científica que llevó el tercer prototipo, y que explotó en vuelo. Este sería una colaboración con la Universidad de Sussex, que suministraría la carga útil, y otros grupos españoles, pero a falta de financiación por parte británica, la idea no prosperó. Al final, los motores se almacenaron, con pocas esperanzas de que algún día volasen dada la penuria en que se encontraba la Conie y luego por su desaparición en 1986. No obstante, fue gracias a ellos que se pudieron realizar los dos INTA-300B con los que se cerró la época de la cohetaría de sondeo española en 1994.

En resumen, el número de motores fabricados se expone en la tabla inferior y en cuanto a su uso en la mostrada a la derecha.

	<i>Teide</i>	<i>Aneto</i>	
Proyecto	18	5	Propulsor británico
Planta piloto	5	4	
Preserie	4	4	Propulsor español
Total	27	13	

	<i>Teide</i>	<i>Aneto</i>	
Banco desarrollo	9	1	Ensayos en RPE
Banco Planta y preserie	5	2	Ensayos en INTA
Banco INTA-300G	2		Prueba del <i>blast-pipe</i>
Banco varios	3	3	Revisiones periódicas
Banco INTA-300B	1	1	Ensayos previos
Vuelo	6	6	Cuatro INTA-300 y dos INTA-300B
Destrucción	1		En el campo de Chinchilla
Total	27	13	

Motor INTA-430 *Veleta*

La decisión de acometer el desarrollo del INTA-430, denominado *Veleta*, se tomó por la Conie en 1975⁸⁹, cuando la Planta Piloto ya estaba en funcionamiento y la preserie de motores para el INTA 300 en marcha. La intención era producir el mayor motor posible compatible con la capacidad de la planta y con las formulaciones de propulsante disponibles. Sería un motor demostrador, pues en principio, no se pretendía que fuese para vuelo, aunque no se descartaba que en el futuro pudiese llegar a serlo. Era también un requisito tratar de nacionalizar al máximo sus componentes; a pesar de lo cual, quedaba claro que la cámara y tobera se habrían de adquirir inicialmente en el extranjero, para lo que se eligió de nuevo a BAJ.

Las dimensiones de los equipos de prensado y consolidación impusieron una longitud máxima de 4 m y un diámetro de 450 mm; ahora bien, por consideraciones del proveedor, este se limitó a 432 mm, que era el valor más próximo compatible con los utillajes de la maquinaria de soldadura helicoidal de la citada compañía y para el que además existían tubos en producción⁹⁰.

En cuanto al propulsante, se contempló la posibilidad de utilización de una de las dos formulaciones disponibles. Con la rápida, GPC-200, del motor *Aneto*, el *Veleta* podría ser o bien un *booster* utilizable como una primera etapa para un cohete de sondeo, para cuya segunda incluso sería viable el *Teide*, o bien para un misil tierra-tierra. Con la lenta, GPC-100, del *Teide*, podría ser la segunda etapa de un misil con una primera etapa aún de mayor diámetro. Se eligió la primera de las opciones.

Todos los estudios se realizaron en España: cálculos balísticos, diseño del grano, tobera, utillajes de llenado, iniciador y cámara con las limitaciones ya expuestas. El proyecto completo se finalizó en octubre de 1977, aunque la fabricación de las cámaras y tobera se habían encargado en 1975, ya que el plazo de entrega de las mismas era de dos años, y los primeros lotes de propulsante de ERT se esperaban en 1977. El plan preveía completar el programa en dos años, sin embargo, el suministro de las cámaras se alargó en más de dos por problemas de fabricación.

La manufactura de los utillajes y los elementos de adaptación se realizó en empresas españolas. La mayor dificultad no era el tamaño, relativamente grande, de esas piezas, sino los materiales que se requerían por motivos de compatibilidad con el propulsante y seguridad de las operaciones. Al final, se emplearon aleaciones utilizadas en la construcción naval.

La longitud de la cámara era de 4 m, con un total de 4,51 m para todo el motor, tobera incluida; la masa total era de 897 kg, de los que 722 correspondían al propulsante. Esas características le conferían el ser el motor más grande fabricado hasta ese momento en España. Su empuje medio se elevaba a 240 kN durante un tiempo de combustión de 6,6 s.

La fabricación de las cámaras y toberas se demoró más de lo previsto, pues no llegaron al INTA hasta 1980, realizándose las operaciones de llenado y prensado en el último trimestre de ese año. Dado el tamaño del motor, el llenado duraba unas nueve horas de trabajo continuo, un tiempo muy alto en contraste con las dos o tres horas que se invertían en el *Teide* o *Aneto*. Otro problema adicional fueron las inspecciones no destructivas, en particular las radiográficas, ya que los equipos disponibles de Rayos X no tenían potencia suficiente para penetrar estos espesores de propulsante, aproximadamente el doble que en el *Aneto*; por ello se tuvo que utilizar gammagrafía con Co-60, técnica que tenía menos sensibilidad.

De los tres prototipos previstos, el primero se completó en noviembre de 1980 y se ensayó en banco el 23 de diciembre, resultando los valores de la presión y el empuje previstos. En la Fig. 2.50 se muestra la cámara de combustión tras el ensayo.

Los otros dos se terminaron en 1981, disparándose uno en octubre de 1981, mientras que el último no se consideró apto para banco y permaneció almacenado hasta su destrucción en el Polígono de Chinchilla en diciembre de 2007. Como curiosidad mostramos en la Fig. 2.51 la nube que se formó tras una de las pruebas, cuya dimensión contrasta con la celda de ensayos.

La financiación de este proyecto vino por tres vías. Una proveniente de la Conie, que en julio de 1975 aportó 4 Mpta, poco después complementados con 0,8 Mpta adicionales. La segunda vendría del Alto Estado Mayor que concedió una cantidad de 13 Mpta con cargo a la partida «Proyecto de Investigación para la Defensa Nacional», la cual sería satisfecha en dos partes, una en diciembre de 1976 y otra en 1977. La tercera correría a cargo de la Cicyt con 5 Mpta en 1977. La suma total ascendió a 22,8 Mpta [1,3 M€-act].

En cuanto a posibles motores de mayor diámetro, tal como 600 mm, sobre los que se especuló en algunas ocasiones, hemos de decir que su viabilidad era prácticamente nula con las instalaciones existentes. Por un lado, habría sido preciso desmontar parte de la prensa, lo que era una obra mayor; por otro, el tiempo de llenado precisaría fácilmente más de 24 horas; y para terminar, también habría que renovar los medios de ensayos no destructivos. La única solución para motores de estas características habría sido unas instalaciones completamente nuevas, que se hubiesen tenido que adquirir o bien desarrollar por los técnicos españoles, ambas soluciones posibles y viables. Esto se hará más comprensible tras la descripción de la Planta de fabricación de motores que se detalla en el Capítulo 5.

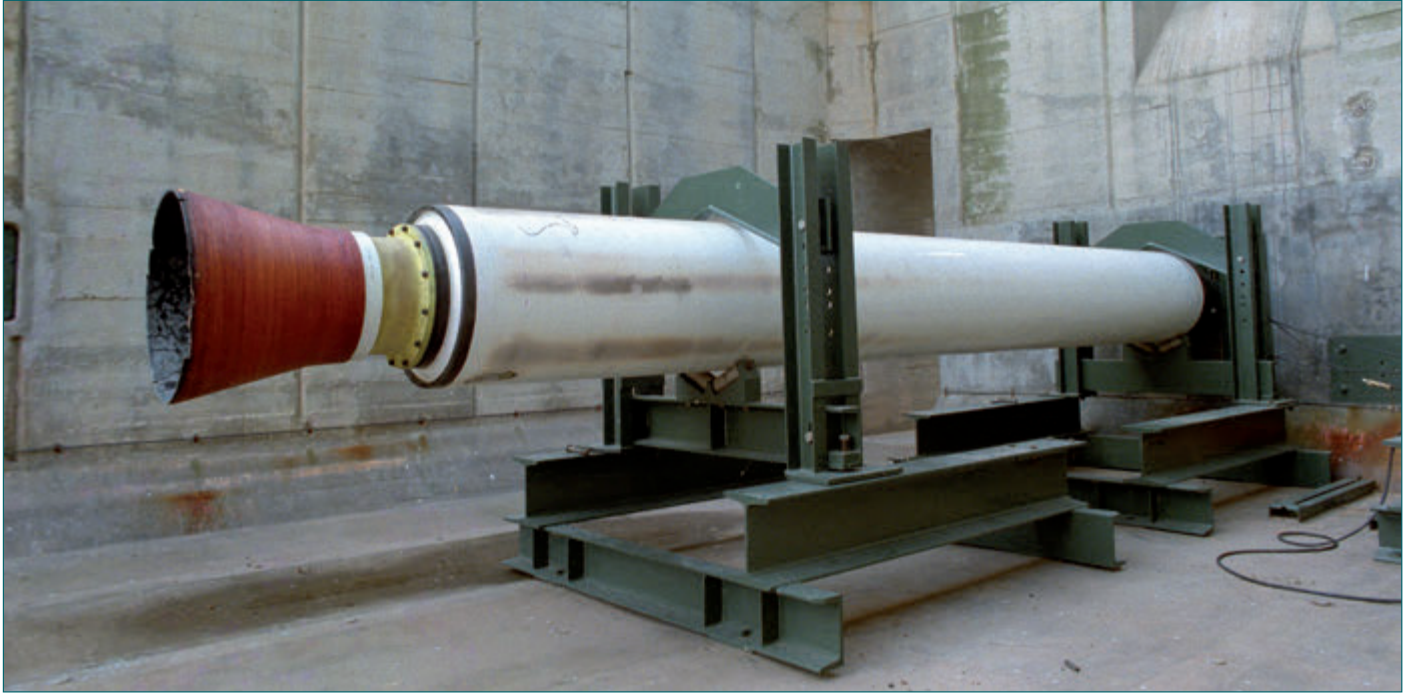


Fig. 2.50. Motor *Veleta* después de su ensayo en banco. ■



Fig. 2.51. Ensayo del motor *Veleta*. ■

Nuevos propulsores y motor *Cadenas*

A finales de la década de los setenta ya se había adquirido la tecnología de los propulsores con poliisobutileno como aglomerante, dentro del programa INTA-300, con la asistencia de los establecimientos británicos RPE y ERDE. No solo se había demostrado la funcionalidad de las instalaciones con los motores *Aneto*, *Teide* y *Veleta*, sino que también se había desarrollado una nueva formulación para el *Urbión*. Sin embargo, esta familia no era adecuada para vehículos de uso militar, principalmente por su incapacidad de operar a bajas temperaturas, así como también por la tendencia a producir deformaciones en motores de gran diámetro. Como ejemplo, el margen de operación del *Teide* estaba limitado entre 0° y 40 °C, que si bien era aceptable para un cohete de sondeo, no lo sería para un empleo en el campo de la defensa.

Esto motivó la puesta en marcha de un programa para extender el margen de aplicación de este tipo de propulsores cambiando el aglomerante, pero manteniendo a su vez las instalaciones disponibles. La solución era sustituir el poliisobutileno por poliisopreno, basándose en los estudios que se habían llevado a cabo en el PERME; no obstante, en este organismo al final habían optado por otras tecnologías. Esa opción también se consideró en el INTA, pero un cambio total en la familia habría sido un proceso muy largo y costoso⁹¹.

Estos trabajos se iniciaron en 1980 bajo el nombre genérico «Nuevos propulsores», financiado con recursos del INTA. Simultáneamente, se solicitó un proyecto de investigación a la Cicyt con el título «Investigación sobre una nueva generación de propulsores compuestos plásticos», que fue concedido para el período 1980/83⁹². Si bien el informe final a la Comisión se entregó en 1984, el INTA continuaría con sus trabajos con posterioridad.

Las actividades comprendían la búsqueda de suministradores del poliisopreno, su caracterización, métodos de ensayo, estudios de aditivos, procesabilidad, etc., hasta llegar a unas formulaciones adecuadas. En paralelo, también se adquirió equipamiento y se adecuó el existente para los nuevos procesos. La principal dificultad asociada, en la aplicación de este polímero, radicaba en que era un caucho sintético y para convertirlo en un aglomerante había que someterlo a una acción de masticación ayudada por plastificantes.

Se estudiaron varias formulaciones evaluando las propiedades hasta conseguir una velocidad de combustión adecuada y una buena procesabilidad. La elegida recibió la denominación de IPC-200 y en su composición entraban el perclorato amónico (66%), picrato amónico (15%), aluminio (6%), dióxido de titanio (1%) y poliisopreno en la forma comercial de P129 (12%).

En paralelo con los propulsores, se solicitó a la Cicyt otro proyecto, con el nombre de «Investigación sobre motores cohete y propulsores de aplicación espacial»⁹³, concedido para el período 1982/85 por un total de 34,5 Mpta [862 k€-act]. Sus objetivos eran el diseño y fabricación de un motor cargado con el nuevo propulsor y que cubriese un amplio rango de temperaturas. Era complementario del programa anterior.

El nuevo motor se denominó *Cadenas*, con un calibre de 200 mm y una longitud total de 1,47 m⁹⁴. Tenía cámara de acero y tobera con fenoamianto y grafito. La masa total era 63 kg, de los que 41 correspondían al propulsor. En total se fabricaron 20 cámaras y toberas, así como 300 kg de propulsor, con el que se llenaron cuatro unidades.

Los cuatro motores se ensayaron entre abril y noviembre de 1986, los dos primeros a temperatura ambiente y los dos últimos a -60 y +60 °C. Todos se comportaron satisfactoriamente, cumpliéndose el objetivo de alcanzar temperaturas extremas. Sin embargo, como contrapartida, el propulsor envejecía de forma demasiado rápida, lo que le hacía poco apto para muchas aplicaciones. No obstante, el objetivo de ampliar el margen de temperaturas se cubrió sobradamente.

El resto de las cámaras y toberas se consideró que fuese utilizado en un desarrollo de propulsores CTPB (polibutadieno con grupos terminales carboxílicos) entre el INTA y ENSB en el año 1988, pero que no llegaría a iniciarse⁹⁵.

Más adelante, en el desarrollo de los propulsores HTPB (polibutadieno con grupos terminales hidroxílicos) para el programa *Capricornio*, el *Cadenas* volvió a servir como motor de pruebas, disparándose tres unidades en los años 1994/95.

ACTIVIDADES COMPLEMENTARIAS

Englobamos aquí varios programas llevados a cabo gracias a los conocimientos adquiridos con los cohetes de sondeo. En concreto se trata de colaboraciones en el desarrollo de las cargas útiles y operaciones de los programas «Luminiscencia nocturna» y «Medición NO en la capa D». Del primero de ellos derivaría el programa EEAA para el que se emplearía el INTA-300B, como ya se ha explicado.

Medida del contenido de NO en la capa D

Este programa fue propuesto por el Grupo de Ionosfera de los Grupos Científicos de la Conie con el objetivo de realizar un experimento para medir la concentración de NO en la capa D, entre 50 y 85 km de altitud. Se enmarcaba dentro de las mediciones



que entonces se llevaban a cabo para la determinación de los constituyentes menores de la atmósfera; fue propuesto como resultado de la colaboración con la Universidad de Wupertal⁹⁶.

El instrumento se basaba en un condensador Gerdien, aparato ideado por el científico del mismo nombre para medir la ionización del aire. Consistía en dos cilindros concéntricos que formaban el condensador, situados en la parte superior de la carga útil, entre los que circularía el flujo de aire recogido por el cohete en su ascenso, una vez expulsada la ojiva. Antes de entrar en el condensador, el aire correría por otro conducto, que en uno de sus lados tenía una lámpara UV interceptada por un disco rotatorio con tres posiciones estables, en cada una de las cuales permanecía durante 300 ms. La primera de ellas estaba abierta, la segunda cerrada y la tercera tenía un filtro de F_2B_a que solo permitía pasar la radiación correspondiente a la línea *Lyman Alfa*; de tal forma, la corriente que circulaba por el condensador tenía tres grados de ionización según la posición del disco. Al mismo tiempo, las armaduras se alimentaban con una tensión de rampas triangulares alternas para retener los iones positivos y negativos sucesivamente, con la medida de la intensidad de la corriente. Estos valores se enviaban a tierra por telemetría, así como la intensidad de la radiación UV emitida por la lámpara y la posición del disco. A partir de todos estos datos se obtenía el grado de ionización del aire, y de su correlación con cada una de las posiciones de la ventana se deducía la concentración del NO. Con esta, las calibraciones previas y la trayectografía del cohete, se pretendía reconstruir la concentración del NO con la altura.

La dificultad tecnológica de este instrumento era la medida de la corriente del detector cuya intensidad prevista estaba en el margen de los 10^{-12} a 10^{-6} A, valores muy bajos y en un rango que abarcaba varios órdenes de magnitud. Para ello se diseñó un amplificador autorrango que constituyó la novedad más importante de la carga útil. El desarrollo presentó bastante dificultad, de tal forma que se tuvieron que rediseñar los electrodos varias veces.

Como cohete se eligió en *Skua IV*, suministrado por la empresa BAJ, cuya ojiva incorporaba un sistema de eyección temporizado, de manera que una vez eyectada dejaba el paso libre al condensador Gerdien. El diseño de la carga útil se realizó en el

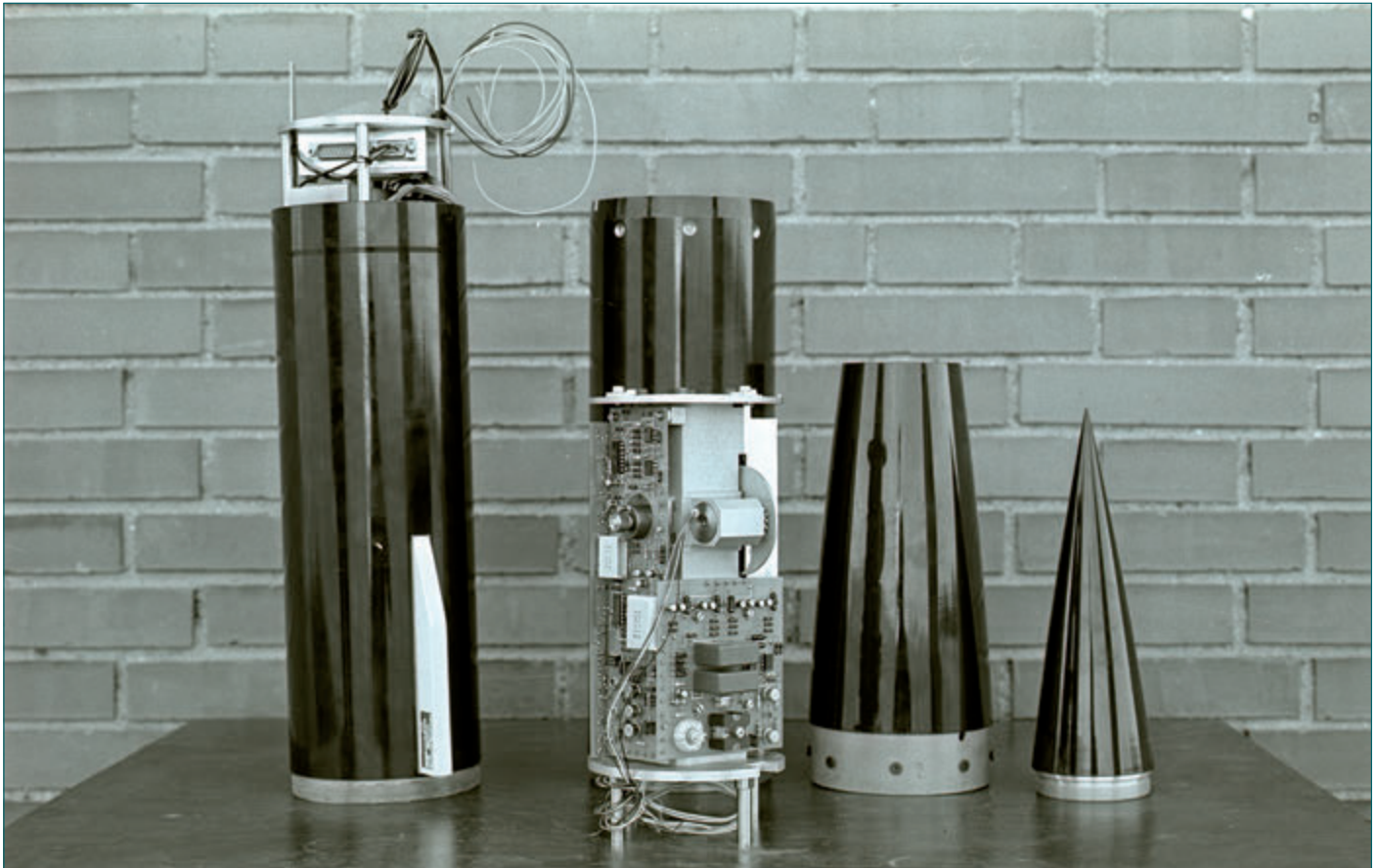


Fig. 2.52. Carga útil del experimento de la Capa D. ■

INTA⁹⁷, así como la fabricación de los elementos mecánicos y electrónicos. Las solicitaciones dinámicas del vehículo condicionaban los mecanismos de giro de la rueda de filtros, y las bajas intensidades del sensor de medida, tal como hemos expuesto, retrasaron el desarrollo. La integración del instrumento y las pruebas de aceptación, tanto mecánicas como eléctricas, así como la calibración en una cámara espacial también se llevaron a cabo en el INTA. Los ajustes finales de la telemetría se hicieron en el Laboratorio Appleton Laboratory del Science Research Council (SRC) británico. En la Fig. 2.52 se presenta una fotografía de esta carga útil.

El lanzamiento del cohete se incluyó en la campaña internacional denominada *Energy Budget*, realizada en Esrange (Kiruna, Suecia) y cuya primera fase tuvo lugar en 1980 y la segunda en 1981⁹⁸. El cohete *Skua IV* se envió directamente a Kiruna, donde el personal español realizaría la integración de la carga útil en el vehículo, así como los ajustes finales de recepción de la telemetría, cuyos datos serían recogidos por los equipos del SRC⁹⁹.

Económicamente, el coste fue de 7,82 Mpta [203 k€-act] repartidos entre 1980 y 1981.

Luminiscencia nocturna

En 1979, el Instituto Astrofísico de Andalucía (IAA) y el Instituto Astrofísico de Canarias (IAC) propusieron a la Conie un experimento para el estudio de la luminiscencia nocturna en las capas altas de la atmósfera por medio de cohetes de sondeo. Estas radiaciones, que se extienden desde el infrarrojo hasta el ultravioleta, se conocen con el término *nightglow* y se generan en la región comprendida entre los 80 y 100 km, ocasionadas por las reacciones químicas que tienen lugar en ausencia de radiación solar. El conocimiento de esas radiaciones es una ayuda para comprender los fenómenos físico-químicos que afectan a las distintas capas de la atmósfera. El programa recibió el nombre de «Luminiscencia nocturna».

Las medidas realizadas desde observatorios terrestres dan un valor que corresponde a la suma vertical de toda la región, pero para separar la contribución de cada capa se hace preciso utilizar instrumentación embarcada en cohetes. La técnica que propusieron era un conjunto de cuatro fotómetros, sintonizados a distintas longitudes de onda¹⁰⁰, colocados en la parte delantera de la carga útil mirando hacia arriba. Una vez eyectada la ojiva del vehículo, los fotómetros apuntarían al cenit y en su ascenso cada uno mediría, de forma continua, la radiación producida en todas las capas superiores a la altura del vehículo. De los datos obtenidos se deducirían los valores locales por un proceso de diferenciación matemática. El instrumento para llevar a cabo estas mediciones era complejo, y con él se pretendía mejorar la calidad de los datos obtenidos con anterioridad por otros experimentadores.

En el proyecto correspondía a los Institutos mencionados (IAA e IAC) la construcción de los instrumentos con todos sus accesorios; por su parte, al INTA la elección del cohete adecuado, la integración de la carga útil, el apoyo tecnológico, las pruebas y el lanzamiento desde El Arenosillo. Las cargas útiles recibieron la designación de Fotómetro de Cuatro Canales (Focca).

En el INTA, la gestión de este programa recayó en el Departamento de Aerodinámica y Navegación¹⁰¹, que pasaría las responsabilidades relativas a los cohetes al Departamento de Armamento, bien preparado por todo el trabajo del INTA-300, que además de la selección del cohete también se haría cargo de los aspectos tecnológicos del programa. El cohete elegido fue el *Petrel*, producido por BAJ, a la que también se contrató el diseño de la carga útil con el fin de aprovechar elementos, en especial, la ojiva y su sistema de eyección. En la definición de la electrónica, telemetría e instrumentación auxiliar también se contó con la participación del Rutheford Laboratory y de la Queen University de Belfast. Las experiencias con los INTA-300 aconsejaban añadir a la instrumentación un magnetómetro triaxial para determinar el apuntamiento del vehículo. La integración y calificación de la carga útil se llevaron a cabo entre 1980 y 1981, en las instalaciones del INTA. Los requisitos de lanzamiento eran muy exigentes dada la naturaleza de los fenómenos a medir, lo que restringía la ventana de lanzamiento a pocas horas de la noche, así como a la ausencia de luz lunar. El primer cohete se lanzó el 19 de diciembre de 1981, con un gran éxito, pues los datos obtenidos superaban en un orden de magnitud a los hasta entonces existentes¹⁰².

El segundo se realizó el 13 de marzo de 1982. Frente al excelente resultado del primero, un fallo en la electrónica del mecanismo de eyección de la ojiva dio al traste con el experimento. Ocurrió dentro del tubo del lanzador durante el proceso de carga y preparación, y que no se detectó antes del lanzamiento. A pesar de todo, la calidad de las medidas obtenidas en el primero compensó el programa.



Anexos

A.2.1. Características principales de los vehículos INTA de sondeo

	I-255	I-300	I-300B	I-100	
Etapas	1+B	2	2	2	
Apogeo (QE=85°)	150	300	156	100	km
Alcance (QE=85°)	60	137	146	35	km
Tiempo de vuelo	340	536	386	160	s
Peso carga útil total	35	50	100	6,0	kg
Masa al lanzamiento	343	503	576	69	kg
Masa 1ª etapa	32	260	275	28	kg
Diámetro	260	260	260	120	mm
Envergadura máxima	900	1080	1200	430	mm
Longitud total	6050	7272	7779	4015	mm
Longitud 1ª etapa	950	3620	3620	1585	mm
Empuje medio nivel del mar 1ª etapa	85	138	138	18,2	kN
Tiempo de combustión 1ª etapa	0,25	3,2	3,2	1,1	s
Empuje medio nivel del mar 2ª etapa	17,5	16,3	16,3	1,67	kN
Tiempo de combustión 2ª etapa	17,5	16,5	16,5	33,5	s
Velocidad a la salida del lanzador	58	60	56	65	m/s
Velocidad máxima	1800	2400	1604	1250	m/s
Mach máximo	6,0	8,8	5,1	4,2	
Aceleración máxima en lanzador	250	270	200	267	m/s ²
Aceleración a la salida del lanzador	60	270	200	240	m/s ²
Aceleración máxima en vuelo	145	360	347	286	m/s ²

A.2.2. Características principales de los motores cohete INTA

	Masa (kg)	Propul. (kg)	Empuje (kN)	Tiempo comb. (s)	Longitud (mm)	Diámetro (mm)	Propulsante
<i>Aneto</i>	240	189	138	3,2	3330	255	Poliisobutileno
<i>Teide</i>	168	137	16,3	16,5	2220	255	Poliisobutileno
<i>Urbión</i>	32,7	22,5	1,67	33,5	2476	120	Poliisobutileno
<i>Chiqui</i>		2,9	25,5	0,22	600	100	Poliisobutileno
<i>Veleta</i>	897	727	240	6,6	4521	430	Poliisobutileno
<i>Cadenas</i>	63	40,9	46,7	2,0	1472	200	Poliisopreno
<i>Deneb</i>	2759	2229	234	23,9	5234	817	HTPB
<i>Madas</i>	17,6	5,5	4,7	1,65	923	149	HTPB

Notas

- Se han incluido en esta relación los motores nacionales que al menos se ensayaron una vez en banco.
- Los empujes están referidos al nivel del mar.
- Se recuerda que estas cifras son las nominales y que en algunos casos hubo variantes o varias configuraciones.
- Para el *Deneb* el tiempo de combustión está estimado.

A.2.3. Conceptos básicos en la dinámica de los cohetes de sondeo

Dispersión

La dispersión es un asunto difícil de resolver en un cohete de sondeo, pues al no disponer de guiado no se pueden corregir los efectos perturbadores sobre la trayectoria debidos a las tolerancias en sus variables de diseño y fabricación, así como de todas las condiciones de lanzamiento, que tienen además un carácter intrínsecamente aleatorio. Asimismo, estos conocimientos básicos son aplicables a todos los cohetes y permitirán entender la solución adoptada para reducir la dispersión en el INTA-300, totalmente diferente de la aplicada en el INTA-255.

Esto, que en los cohetes militares debe estudiarse a fondo para conseguir una alta probabilidad de alcanzar un blanco, en los de sondeo debe conocerse totalmente al detalle, precisamente para la utilización contraria; esto es, poder lanzar en una cierta dirección garantizando que la probabilidad de impactar en un área habitada (casas, barcos, etc.) sea muy pequeña (menor que 10^{-5} , según dictan las normas internacionales para poder lanzar al mar).

La trayectoria nominal del vehículo se obtiene suponiendo unos valores determinados para los distintos parámetros que intervienen en el vuelo: propulsión, aerodinámica, atmósfera, masa y centrado, alineaciones, etc. Para cada disparo, los anteriores valores variarán con una cierta probabilidad, y en consecuencia, el punto de impacto real no coincidirá con el nominal.

Si consideramos que todas las causas de dispersión son fenómenos independientes y cada una de ellas responde a una distribución de Gauss con una cierta desviación estándar (σ), el punto de impacto real variará respecto al nominal de acuerdo con otra distribución elíptica también gaussiana como se indica en la Fig. 2.53, siendo las desviaciones estándar según sus ejes las medias cuadráticas de las debidas a cada causa de dispersión. En muchos casos se sustituye conservativamente la elipse por el «círculo de dispersión», con radio igual al semieje mayor de la elipse que está situado en el plano de lanzamiento; por tanto, el estudio puede realizarse inicialmente en dicho plano, como haremos aquí.

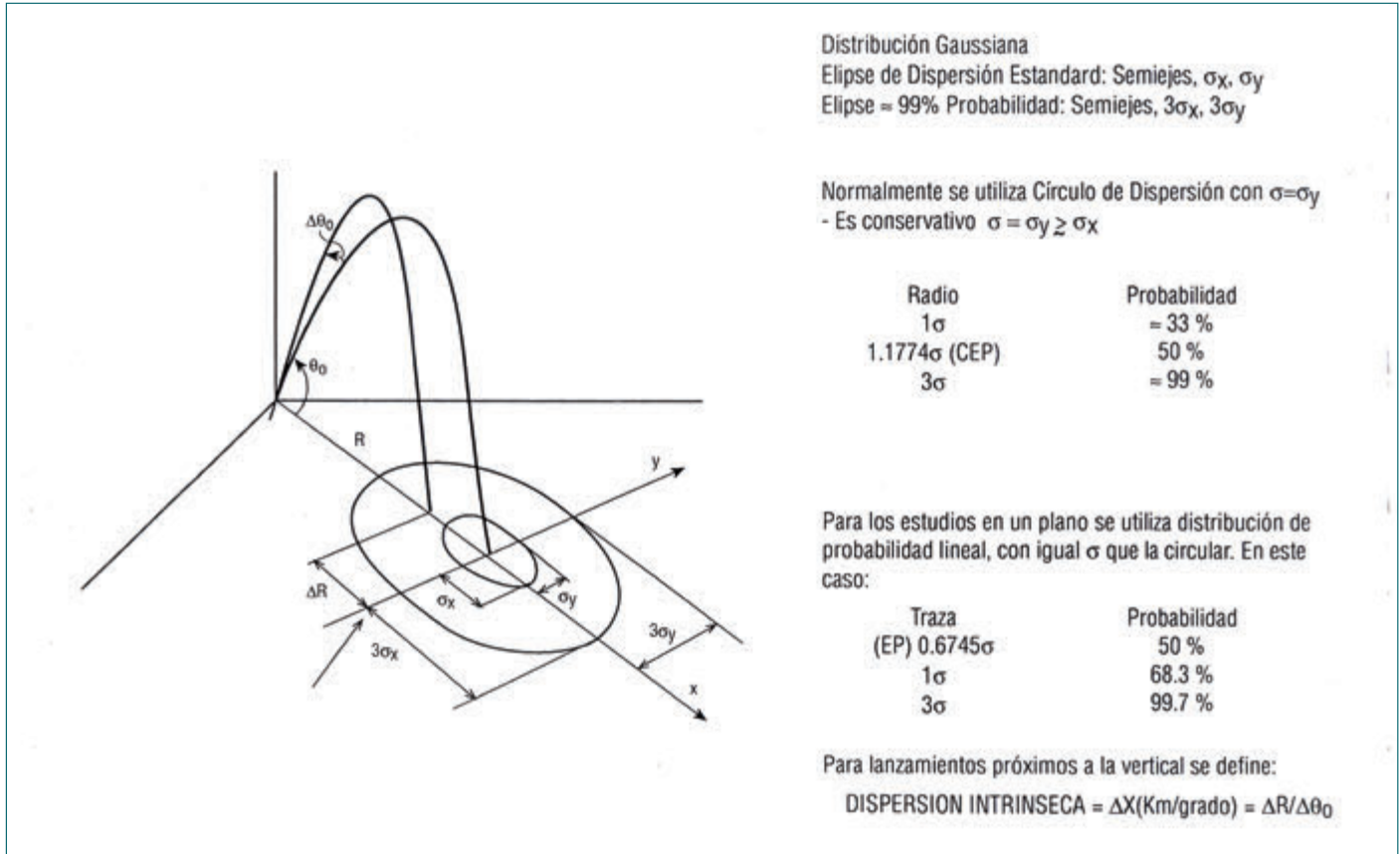


Fig. 2.53. Elipse de dispersión. ■

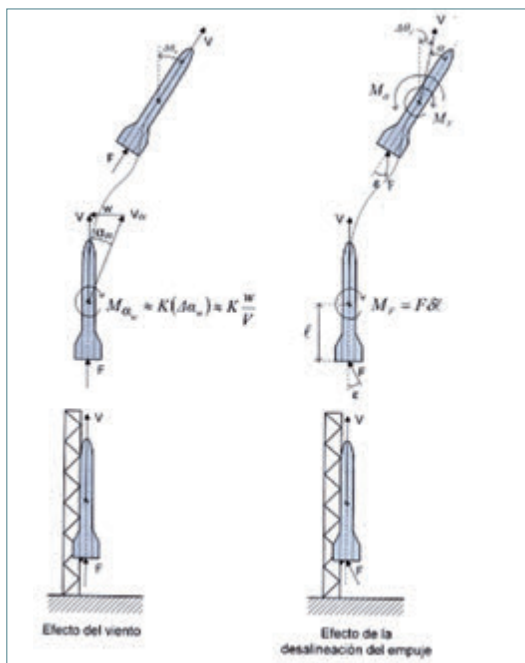


Fig. 2.54. Origen de las dispersiones por viento y desalineación de empuje. ■

De entre las causas de dispersión, son los vientos y la desalineación de empuje los que contribuyen con el 80 a 90% del total; por tanto, se estudiarán básicamente esos dos fenómenos. En la Fig. 2.54 se esquematizan sus efectos. Hoy día, para el análisis detallado de la dispersión se deben realizar numerosas simulaciones del vuelo en ordenador, teniendo en cuenta todas las variables que influyen en el mismo. Sin embargo, se pueden hacer estudios simplificados, válidos en primera aproximación para los cohetes de sondeo, basándose en que estos se lanzan muy próximos a la vertical y en que los efectos tanto de los vientos como de la desalineación del empuje se presentan en una gran proporción en las zonas bajas del vuelo. En los años en que se desarrollaron los primeros cohetes, todavía el ordenador no era una herramienta de uso generalizado como ahora, por lo que había que recurrir a soluciones analíticas simplificadas. Algunas definiciones y conceptos relativos a esos estudios se presentan a continuación por la claridad que creemos prestan al tema.

Longitud de onda en cabeceo

El concepto de longitud de onda se refiere a la oscilación lateral del vehículo. Este, como un sistema mecánico estable, responde a cualquier perturbación con una oscilación cuya frecuencia depende de las fuerzas recuperadoras aerodinámicas y del chorro y del momento de inercia. En la Fig. 2.54 se muestran dos fuentes de generación de esa oscilación, que lleva asociadas las correspon-

dientes longitud de onda, λ , y frecuencia natural de picado, ω_n . A la salida del lanzador ambas están ligadas con la velocidad, v_0 , por la simple ecuación $\lambda_0 = v_0 / \omega_n$; esta longitud de onda en un cohete es bastante estable con el tiempo, y casi constante en los primeros segundos de la trayectoria¹⁰³. Cuando el cohete deja el rail, con una velocidad v_0 y una aceleración a_0 , es posible asociarle una distancia recorrida como $s_0 = v^2 / (2a_0)$, que es muy aproximada a la longitud del rail, que a su vez relacionamos con λ_0 a través de $x_i = s_0 / \lambda_0$ que indicaría el número de longitudes de onda «equivalentes» recorridas a la salida. Este parámetro tiene un efecto determinante en la dispersión, así como en los efectos del viento sobre la trayectoria.

Desviación intrínseca: ΔX (km/grado)

En los tiros balísticos próximos a la vertical, el aumento de alcance, ΔX , debido a un incremento en el ángulo de lanzamiento ($\pm \Delta \theta$) de 1° , se denomina desviación intrínseca, siendo mayor cuanto mayor es el apogeo del cohete. En estos lanzamientos próximos a la vertical ($\theta_0 > 80^\circ$) se puede suponer que la desviación intrínseca es independiente del ángulo de lanzamiento. Por tanto, en una primera aproximación, si R es el alcance para un cierto $\theta_0 > 80^\circ$, resulta $\Delta X \approx R / (90 - \theta_0)$ (km/ $^\circ$).

Viento balístico: w_B (m/s)

El efecto de un viento w (m/s) a la salida del lanzador es crear un ángulo de ataque α_w que tiende a ser anulado por el momento de cabeceo que genera el cohete por ser estable (Fig. 2.54). Esto da lugar a una trayectoria desviada de la nominal equivalente a la que se obtendría con un ángulo de lanzamiento variado en un cierto $\Delta \theta_w$. Cualitativamente, este parámetro disminuye principalmente al aumentar la velocidad de salida de rampa, y se incrementa cuando lo hace el x_i , definido anteriormente.

Si el cohete se lanzase sin ninguna corrección previa del ángulo de lanzamiento, en la mayoría de los casos el lanzamiento sería inviable, incluso con viento moderado, debido a la posible enorme variación en el alcance así como en la altura en relación con los valores nominales. Por tanto, en los campos de lanzamiento los vientos se miden con globos seguidos por radar antes del lanzamiento, y además cuentan con torres anemométricas para bajas alturas (hasta 100 m) que son imprescindibles. Con estas medidas se obtiene un perfil de viento en altura, que aplicado a la tabla de pesos de viento del propio cohete permite conocer la desviación del punto de impacto respecto al nominal debida a dichos vientos, y consecuentemente, corregir la dirección del lanzador para compensar ese efecto, esto es, modificar la elevación y acimut. Se denomina «viento balístico» a un viento ideal constante a lo largo de toda la trayectoria, cuyo efecto sobre el punto de impacto es equivalente al producido por los vientos reales existentes. Este valor es el que se utiliza para efectuar las correcciones del tiro, que son la elevación y el acimut del rail de lanzamiento. Para ello se hace uso del factor de viento balístico del cohete, representado como δ_w y expresado en $^\circ/\text{m/s}$, que indica la desviación en el ángulo de inclinación del lanzador cuyo efecto sobre la trayectoria es igual a la ocasionada por 1 m/s de viento balístico. Ahora bien, ni las medidas son exactas ni los vientos son constantes por tanto, en el momento del lanzamiento los vientos no son los que se habían medido, por lo que existirá un error de viento balístico, el cual será una variable aleatoria y dependerá del tipo de campo, equipamiento de medida de vientos, experiencia, etc. Para el campo de El Arenosillo se tomaba $\Delta w_B = 1$ m/s, con una probabilidad de 1σ , pero en campos con mayor experiencia, como el Esrange en Kiruna, se conseguía reducirlo a 0,8 m/s, valor que se empleó inicialmente en los análisis del INTA-300 para su utilización en ese campo.

Consecuentemente, la variación equivalente del ángulo de lanzamiento será: $\Delta \theta_w = \Delta w_B \delta_w$; y la dispersión debida al error de viento balístico: $r_w = \Delta w_B \delta_w \Delta X$, para una probabilidad de 1σ .

Desalineación de empuje: ε (mrad)

Debido al efecto combinado de tolerancias de fabricación en la tobera y su unión al motor, así como a variaciones aleatorias en la combustión del grano y distribución de presiones en la tobera, los efectos de empuje se presentan como si este actuase formando un ángulo con el eje del cohete, provocando un momento alrededor del centro de gravedad, que tenderá a desviar el vehículo de su trayectoria inicial. Esta desalineación tiene carácter aleatorio y denominamos ε a la desviación estándar.

El efecto de una desalineación de empuje es la creación de un momento de picado que variará la actitud del cohete y por tanto su trayectoria. De forma similar a lo explicado para el efecto del viento, la nueva trayectoria es equivalente a la nominal pero con un ángulo de lanzamiento inicial modificado en $\Delta \theta_F$ (Fig. 2.54).

Existirá un parámetro, que llamaremos efecto angular de la desalineación de empuje, β_e , y expresado en $^\circ/\text{mrad}$, que será el ángulo de inclinación del lanzador cuyo efecto sobre la dispersión es igual al ocasionado por unidad de desalineación de empuje, suponiendo el cohete desprovisto de giro axial. Se calcula con simulaciones de vuelo en el ordenador, o también por métodos



simplificados, y depende, principalmente, de la aceleración del misil al abandonar el lanzador incrementándose al aumentar esta. También, como en el caso del viento, depende de las longitudes de onda recorridas a la salida, el parámetro x_λ , ya definido y, de forma cualitativa, al incrementarse este último, la dispersión disminuye.

Al igual que con el viento, la variación equivalente del ángulo de lanzamiento será: $\Delta\theta_f = \varepsilon\beta_e$ y la dispersión debida a la desalineación se expresará como: $r_e = \varepsilon\beta_e \Delta X$, para una probabilidad de 1σ .

Dispersión total

Hay un tercer componente de la dispersión debido a tolerancias málicas y aerodinámicas, que se evalúa calculando trayectorias con las condiciones extremas. Su valor lo designamos como r_a . De acuerdo con lo anterior, la dispersión total de un cohete de sondeo estará dada por:

$$r = \sqrt{r_w^2 + r_e^2 + r_a^2}$$

Donde r es la desviación estándar de la dispersión total en el alcance, y los valores dentro del radicando, las correspondientes desviaciones estándar de las dispersiones causadas por el viento, la desalineación de empuje y el conjunto de las otras causas menores. La dispersión total, R , con un 99,7 % de probabilidad de impacto, corresponde a un círculo de 3σ de radio, es decir $R=3r$.

En líneas generales, la dispersión por desalineación de empuje es un componente muy importante que no se puede compensar variando la actitud del lanzador, como se hace con la debida a vientos. Un medio para disminuirlo es hacer rotar el cohete a la salida de forma que el efecto se compense espacialmente. La medida de esta solución es el número de vueltas dadas en la primera longitud de onda, definido como n_λ . Un valor entre 2 y 4 suele resultar suficiente.

En la Tabla A.2.4 se presenta el detalle de los parámetros de dispersión aquí definidos, para los cohetes INTA-255, INTA-300 e INTA-100.

Resonancia

El fenómeno de la resonancia es uno de los puntos más críticos en el vuelo de un cohete de sondeo. Su aparición ocurre cuando en la trayectoria coinciden las frecuencias de cabeceo y giro, dando lugar a un acoplamiento de las correspondientes oscilaciones, las cuales tienden a amplificarse incrementando el ángulo de ataque, lo que podría causar un fallo estructural si las amortiguaciones no son lo suficientemente enérgicas para contrarrestar esos efectos y, en cualquier caso, el coeficiente de resistencia aumentaría disminuyendo el apogeo en función del tiempo en resonancia.

Tal como se ha explicado al final del apartado anterior, el cohete como elemento estable lleva asociada una frecuencia natural con su longitud de onda. La mencionada frecuencia depende de las fuerzas recuperadoras, del momento aerodinámico, y del momento de inercia; su variación con el tiempo sigue una pauta típica como la mostrada en la Fig. 2.55: ascenso desde la salida hasta un máximo con una caída progresiva. En cuanto a longitud de onda asociada, su evolución con el tiempo es más lenta que la frecuencia, y casi se la puede suponer constante durante períodos de varios segundos.

Por lo que se refiere a la velocidad de giro axial, su origen son los momentos alrededor del eje del axial debidos a las disimetrías en la alineación de las aletas, o por otras desalineaciones mecánicas, o por la inducción de momentos aerodinámicos de balanceo en las aletas. Si el cohete fuese geométrica y mecánicamente perfecto no existirían estos efectos y no giraría, pero ello no es así, por lo que siempre tenderá a hacerlo de forma descontrolada, lo que podría causar la entrada en resonancia durante períodos inaceptables. Por esta razón, es por lo que se le obliga a girar de forma controlada, lo que se consigue dando un pequeño ángulo de calado a las aletas. En la figura citada se muestra este giro, cuya pauta será ascendente hasta el fin de combustión del motor, que es el punto de máxima velocidad.

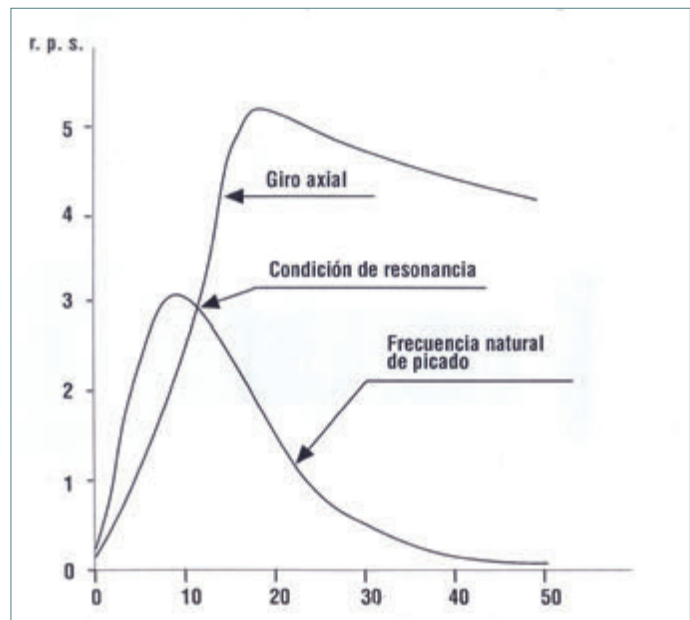


Fig. 2.55. Punto de resonancia dinámica del INTA-255. ■

El cruce de ambas es el punto de resonancia. El hecho real es que, en ese punto, el ángulo de ataque tenderá a aumentar y por tanto, también las fuerzas aerodinámicas en diferente grado según donde esté ese punto en la trayectoria. Contra esa amplificación actuarán las fuerzas amortiguadoras, que son dos: las aerodinámicas y las debidas a la amortiguación del chorro del motor. Las primeras son menores cuanto más alto vuele el vehículo, mientras que las segundas son prácticamente constantes; por tanto, a grandes alturas, estas serán las decisivas. El control de la situación del punto de resonancia solo puede hacerse a partir del ángulo de calado de las aletas. Para su elección se utilizaba principalmente el factor amplificación dinámica, en una asimilación del sistema a uno de segundo grado, teniendo que estimarse los valores de las desviaciones y tolerancias de los parámetros másicos y aerodinámicos del vehículo. Hoy día, con la ayuda de ordenadores, el proceso es indudablemente más simple.

En la Fig. 2.29, correspondiente a datos de vuelo del cuarto prototipo del INTA-300, se observa cómo la frecuencia de giro se acopla a la natural durante unos segundos y luego se recupera y vuelve a la prevista. En consecuencia, la aceleración lateral aumenta y una vez sobrepasado el fenómeno se amortigua.

Lanzamiento

En un lanzamiento se comienza por fijar la trayectoria definiendo las coordenadas nominales deseadas, que son la elevación y el acimut de la rampa sobre la que se desliza el cohete. La elevación suele estar determinada por el vehículo y su misión, mientras que el acimut es más dependiente de las condiciones operativas del campo y de la zona que tiene asignada para caída de etapas; en el caso de El Arenosillo oscilaba sobre los 210° , para que la caída fuese en el área autorizada. Estas coordenadas nominales se corregían según los datos de los vientos obtenidos a partir de los globos y de las medidas en tierra. Era habitual el lanzamiento de un globo de «alta», unas dos horas antes de la hora fijada para el lanzamiento, para medir los vientos hasta una altura de unos 20 km, con los que se obtenía la primera estimación del viento balístico y se computaban las primeras correcciones de la puntería. Esto se complementaba con un globo de «baja», que se soltaba entre media y una hora antes para medir los vientos hasta unos 4 km. Con los datos de ambos, más los valores de la torre anemométrica, a alturas de 100, 60 y 30 m, junto con el viento en rampa, se calculaba el viento balístico final y las correcciones definitivas que se aplicaban 15 minutos antes del disparo. Finalmente, en los últimos minutos de la cuenta atrás se comprobaban los vientos en la torre y rampa por si hubiese grandes cambios o ráfagas que obligasen a aplazar o cancelar el lanzamiento.

Sobre el punto teórico de impacto, que ha de coincidir sensiblemente con el nominal, se trazaba el círculo de dispersión, y por medio de los radares de vigilancia se detectaban los blancos existentes dentro del mismo. A continuación, según su posición, se evaluaba en cuanto a la probabilidad de impacto con los daños materiales y personales que pudieran sufrir; a la vista de esta información, la autoridad de seguridad del campo autorizaba o denegaba el lanzamiento. En cohetes de dos etapas, esto se aplicaba también a la primera etapa, que a veces era más restrictiva que la segunda, pues su impacto se efectuaba en un punto más cercano y, además, en su caída era muy sensible al arrastre del viento, tal que a veces el propio campo entraba dentro del círculo de dispersión¹⁰⁴.

Para calcular la probabilidad de impacto en un barco, se suele sustituir este por una superficie rectangular de una milla náutica cuadrada con el fin de tener en cuenta imprecisiones y el tiempo entre la detección y el lanzamiento. Normalmente este se autoriza si la probabilidad de impactar en cualquier barco (o «milla cuadrada») resulta inferior a 10^{-5} .



A.2.4. Parámetros y determinación de dispersión (con lanzador de 8 m)

		I-255	I-300	I-100	
Desviación intrínseca	ΔX	11,7	27,5	7,1	km/°
Aceleración de salida	a	60	260	242	m/s ²
Velocidad de salida	v_0	58	65	65	m/s
Efecto angular del viento balístico	δ_{ω}	0,84	0,41	0,66	°/m/s
Error viento balístico (1 σ)	Δw_B	1	1	1	m/s
Longitud de onda de cabeceo	λ	211	338	72	m
Efecto angular de la desalineación de empuje	β_{ε}	0,52	1,27	1,21	°/mrad
Desalineación de empuje (1 σ)	ε	1,5	1,0	1,0	mrad
Dispersión por vientos (3 σ)	r_{ω}	29,5	33,8	14	km
Dispersión por desalineación (sin giro) (3 σ)	r_{δ}	23,4	104,8	29,3	km
Dispersión residual (3 σ)	r_a	9,0	9,0	9,0	km
Dispersión total (sin giro) (3 σ)	R	39	110	34	km
Dispersión total (2 motores) (3 σ)	R		52		km
Dispersión total (4 motores) (3 σ)	R		44		km

A.2.5. Lanzamientos de cohetes INTA de sondeo en El Arenosillo

Vehículo	nº	Fechas	Código	Carga útil
INTA-255	1	19-6-1969		Maqueta
INTA-255	2	20-12-1969		Tecnológico
INTA-255	3	12-12-1970		Tecnológico
INTA-300	1	9-10-1974		Tecnológico
INTA-300	2	21-10-1975		Tecnológico
INTA-300	3	28-6-1978		Experimento Martelli
INTA-300	4	18-2-1981		Tecnológico
INTA-100	1	11-6-1984	<i>Zorzal-1</i>	Maqueta
INTA-100	2	12-6-1984	<i>Zorzal-2</i>	Maqueta
INTA-100	3	13-6-1984	<i>Rocío-1</i>	Lastrado
INTA-100	4	27-3-1985	<i>Rocío-2</i>	Lastrado
INTA-100	5	18-6-1985	<i>Rocío-3</i>	Lastrado
INTA-100	6	24-6-1985	<i>Rocío-4</i>	Lastrado
INTA-100	7	13-11-1985	<i>Rocío-5</i>	Lastrado
INTA-100	8	15-11-1985	<i>Rocío-6</i>	<i>Chaff</i>
INTA-100	9	17-10-1990	M0	Maqueta
INTA-100	10	21-11-1990	M1	Maqueta semiactiva
INTA-100	11	22-11-1990	M2	Maqueta semiactiva
INTA-100	12	18-1-1991	<i>Rocío-7</i>	Lastrado
INTA-100	13	18-1-1991	<i>Rocío-8</i>	Carga útil lastrada
INTA-100	14	14-10-1991	<i>Rocío-9</i>	Carga útil lastrada
INTA-100	15	15-10-1991	<i>Rocío-10</i>	Carga útil lastrada
INTA-100	16	7-4-1992	<i>Rocío-11</i>	Carga útil tecnológica
INTA-100	17	8-4-1992	<i>Rocío-12</i>	Carga útil tecnológica
INTA-300B	5	21-10-1993		Experimento IAA
INTA-300B	6	16-4-1994		Experimento IAA



A.2.6. Ensayos en banco estático de motores de cohetes de sondeo¹⁰⁵

Fecha	Motor	n°	Notas
17-10-75	<i>Teide</i>	1	
23-10-75	<i>Teide</i>	2	
28-10-75	<i>Aneto</i>	1	
12-12-75	<i>Aneto</i>	2	
27-7-76	<i>Teide</i>	3	Propulsante español
18-6-79	<i>Teide</i>	4	Encendedor español
19-12-79	<i>Teide</i>	5	WRS-153
16-1-80	<i>Teide G</i>	6	<i>Blast pipe</i> (RD 2437) (14)
16-1-80	<i>Teide G</i>	7	<i>Blast pipe</i> (RD 2437) (13)
26-3-80	<i>Aneto</i>	3	SN-12
27-6-80	<i>Teide</i>	8	SN-6
27-6-80	<i>Teide</i>	9	SN-7
21-7-80	<i>Aneto</i>	4	SN-10
24-12-80	<i>Veleta</i>	1	
22-10-81	<i>Veleta</i>	2	
20-12-83	<i>Urbión</i>	1	Experimental
22-12-83	<i>Urbión</i>	2	Desarrollo
13-3-84	<i>Urbión</i>	3	
10-4-84	<i>Urbión</i>	4	
23-5-84	<i>Urbión</i>	5	
25-5-84	<i>Urbión</i>	6	
2-10-84	<i>Urbión</i>	7	

Fecha	Motor	n°	Notas
19-11-84	<i>Urbión</i>	8	
21-11-84	<i>Urbión</i>	9	
21-11-84	<i>Urbión</i>	10	
31-1-85	<i>Urbión</i>	11	
30-4-85	<i>Urbión</i>	12	
22-4-86	<i>Cadenas</i>	1	
6-6-86	<i>Cadenas</i>	2	
11-7-86	<i>Cadenas</i>	3	(-60 C)
26-11-86	<i>Cadenas</i>	4	(+60 C)
22-12-86	<i>Chiqui</i>	1	
27-1-87	<i>Chiqui</i>	2	
3-3-87	<i>Chiqui</i>	3	
9-6-88	<i>Aneto</i>	5	
7-7-88	<i>Teide</i>	10	
10-1-91	<i>Urbión</i>	13	
11-1-91	<i>Urbión</i>	14	
26-4-93	<i>Teide</i>	11	INTA 300B
3-5-93	<i>Aneto</i>	6	INTA 300B
27-9-94	<i>Cadenas</i>	5	HTPB
28-9-94	<i>Cadenas</i>	6	HTPB
27-4-95	<i>Cadenas</i>	7	HTPB

A.2.7. Cuenta atrás del primer prototipo INTA 300

Hora local	Tiempo atrás		Actividad	Observaciones
02:15:00	- 05:15:00	1	Arranque de generadores	
03:30:00	- 04:00:00	2	Personal en sus puestos	Confirmar
04:00:00	- 03:30:00	3	Silencio de radio	Confirmar
		4	Vehículo y carga útil en lanzador	
		5	Retirar tienda	
		6	Elevar lanzador a ángulos nominales	
		7	Aproximar torre	
		8	Conectar umbilical	
		9	Comprobar comunicaciones	
		10	Comprobar tiempos y <i>go-no-go</i>	
		11	Preparar globos	
		12	Despejar rampas	Confirmar
03:47:00	-03:43:00	13	Fin silencio de radio	Confirmar
		14	Globo de alta listo	Confirmar
		15	Radares listos	Confirmar
03:50:00	-03:40:00	16	Lanzamiento globo de alta. Seguimiento hasta 75.000 pies	
		17	<i>Plotter</i> a Control	
05:28:00	- 02:02:00	18	Globo de media listo	
		19	Radar 1 listo	Confirmar
05:30:00	- 02:00:00	20	Lanzamiento de globo de media. Seguimiento hasta 25.000 pies	
		21	<i>Blockhouse</i> alimentado por generadores	
06:00:00	- 01:30:00	22	Confirmar carga útil con telemedida en externa	Confirmar
06:10:00	- 01:20:00	23	Carga útil en interna	
06:12:00	- 01:18:00	24	Carga útil <i>off</i>	
06:13:00	- 01:00:17	25	Silencio de radio	
		26	<i>Plotter</i> a Control	
		27	Cortar acceso a rampa 1	Confirmar
		28	Cohete de prueba a rampa 1	Confirmar
		29	Despejar rampa 1	
06:14:00	- 01:16:00	30	Comprobar sistemas de ignición segunda etapa y motores de giro	Confirmar
		31	Personal ajeno a equipo de montaje despejar rampa	Confirmar
06:34:00	- 00:56:00	32	Armar cohete	
		33	Poner conector de armado segunda etapa	Confirmar
		34	Poner conector de armado de motores de giro	Confirmar



Hora local	Tiempo atrás		Actividad	Observaciones
		35	Conectar línea de disparo primera etapa	Confirmar
		36	Retirar torre	
		37	Decisión <i>go.no-go</i> lanzador	Confirmar
		38	Despejar rampa	Confirmar
06:49:00	- 00:41:00	39	Rampa despejada	Confirmar
		40	Fin silencio de radio	Anunciar
		41	Radar 2 listo	Confirmar
		42	Globo de baja listo	Confirmar
06:50:00	- 00:40:00	43	Lanzamiento de globo de baja	
		44	Seguimiento hasta 5.250 pies	
07:25:00	- 00:05:00	45	Radares listos (radar 2 en <i>booster</i>)	Confirmar
		46	Telemedida lista	Confirmar
		47	Carga útil lista	Confirmar
		48	Cortar carretera	Anunciar
		49	No tráfico en campo	Anunciar
		50	Cuenta atrás cada minuto	
07:27:00	- 00:03:00	51	Carga útil en externa	Confirmar
		52	TM recibiendo	Confirmar
		53	Alarma	
		54	Coche contra incendios listo	
07:27:30	- 00:02:30	55	Registradores TM en marcha	Confirmar
7:28:00	- 00:02:00	56	Carga útil en interna	Confirmar
		57	TM recibiendo	Confirmar
		58	Decisión <i>go-no-go</i> carga útil	Confirmar
		59	Decisión <i>go-no-go</i> TM	Confirmar
		60	Puntería a <i>Blockhouse</i>	Confirmar
07:28:30	- 00:01:30	61	Lanzador en ángulos reales	Confirmar
		62	Comprobar línea de disparo	
07:29:00	- 00:01:00	63	Cuenta atrás cada 10 segundos	
		64	Decisión <i>go.no-go</i> pupitre de tiro	Confirmar
07:29:50	- 00:00:50	65	Decisión <i>go.no-go</i> oficial de seguridad	Confirmar
		66	Cuenta atrás cada segundo	
		67	Cámaras Mitchell y P-2 en marcha	
07:29:57	-00:00:03	68	Cámara Hulcher en marcha	
		69	¡¡¡ Autorización!!!	
07:29:59	- 00:00:01	70	Cámara Fastaff en marcha	

Hora local	Tiempo atrás		Actividad	Observaciones
07:30:00	00:00:00	71	***Lanzamiento***	
		72	Cuenta cada segundo	
07:30:05	00:00:05	73	<i>Booster burn out</i>	
07:30:06	00:00:06	74	Ignición segunda etapa	
07:30:10	00:00:10	75	Cuenta cada 10 segundos	
		76	Radares siguiendo	Confirmar



Notas

1. Desde 1971 está adscrita a la Universidad Politécnica de Madrid (UPM).
2. Sobre esta comisión véase lo expuesto en la Introducción.
3. Véase al respecto lo explicado en la Introducción.
4. El Plan Nacional se aprobó el 18 de agosto de 1967 por el Consejo de Ministros. Incluía una partida de 116,9 Mpta [15 M€-act] para los cohetes de sondeo, que se dividía en 51,8 para el vehículo y 47,6 para la planta de fabricación.
5. Estos desarrollados por el Ejército de Tierra en el Laboratorio Químico Central de Armamento (LQCA) en La Marañosa. Véase *Órganos de Stalin... Made in Spain. La Artillería cohete en el Ejército español*; Valladolid: Quirón Ediciones, 2003 [*Cuadernos de Revista Española de Historia Militar*, nº 2], y *Cohetes y misiles en España*; Madrid: Edefa, 2003 [extras nº 66 de la revista *Defensa*].
6. Este material era un compuesto de amianto y resina fenólica que actuaba como un poderoso protector térmico y que se conocía entonces por «dures-tos», nombre dado en la patente americana. La versión desarrollada en el INTA recibió la denominación de «fenoamianto».
7. En el equilibrado de los motores cohete, ya cargados, se presentaba muchas veces el problema de falta de espacio y dificultad para colocar las pequeñas masas compensadoras. Esto se solucionaba con el sistema de «alta tecnología» de dar unas cuantas pinceladas bien repartidas.
8. Las relaciones entre BAJ e INTA duraron largo tiempo. No solo por los cohetes de sondeo, sino también porque eran los fabricantes de los cohetes *Skua* y *Petrel*, que se lanzaron en gran número desde El Arenosillo. Además, proporcionaron asistencia y suministraron componentes para algunas cargas útiles de otras instituciones españolas. Quizás el último acto institucional conjunto fue la asistencia a la conmemoración del 25º aniversario del lanzamiento del primer *Skua*, celebrado en 1987, al que fue invitado el INTA en muestra de esta larga colaboración.
9. El primer desplazamiento fue el de Pedro Sanz-Aránguez Sanz, que sería el director del programa. A su vuelta se incorporó Julián Simón Calero que estuvo en BAJ en 1967. Posteriormente lo harían José Luis Quesada Rodríguez, Mariano Vázquez Velasco, José María Monasterio Cabrerizo, Luis Rodríguez Martín y Agustín Rodríguez Lozano.
10. Este motor se empleaba como acelerador del misil tierra-aire *Bloodhound*, que llevaba cuatro unidades, con toberas inclinadas.
11. Veáanse los detalles en «Development of the INTA-255 Sounding Rocket», por Pedro Sanz-Aránguez, en el *Journal of the British Interplanetary Society*. Vol. 24-2, February 1971.
12. La «obra de arte» se debió principalmente a Javier Giménez Clavijo del Departamento de Materiales del INTA.
13. Su diseño y fabricación se debió principalmente a Pedro Pintó Tardón, iniciador de una importante y fructífera línea de investigación en el INTA sobre antenas de utilización espacial, y que se continuaría ininterrumpidamente en el Departamento de Aviónica. La historia de esas actividades sería mencionada alguna vez como «La saga de las antenas».
14. El problema del ajuste de la ondulación consumía mucho tiempo. Se hacía midiendo con un teodolito y un calibre de altura que se deslizaba por el raíl. El jefe del programa, ingenieros y armeros pasaron bastantes horas con esta operación, a veces hasta muy tarde en la rampa aguantando la brisa marina, bastante fresca al atardecer.
15. En el Anexo 2.6 se presenta la cuenta atrás del primer prototipo del INTA-300 en la que se indica la suelta de globos y los tiempos dedicados a su seguimiento y reducción de datos.

16. Fue una agradable experiencia para los técnicos que estudiaban el calentamiento cinético el comprobar que se recibían por telemetría, desde los termopares instalados en el cohete, los datos de temperatura y que, adicionalmente, confirmaban sus complicadas estimaciones. Realmente casi no podían creerlo la primera vez que se midieron en vuelo.
17. Proveniente del documento ESRO SP-39 dedicado a los cohetes de sondeo disponibles en 1970.
18. Fue aprobado por el pleno de la Conie el 10 de marzo de 1969 y autorizado por el Ministro del Aire, como era preceptivo por su cuantía, el 23 de febrero de 1970.
19. Posteriormente pasaría a denominarse Propellant, Explosive and Rocket Munitions Establishment (PERME) y más tarde se privatizaría como Royal Ordnance Factory (ROF).
20. La optimización teórica de la masa de un cohete de sondeo para un apogeo determinado, sin imponer exigencias de dispersión, conduce a que las dos etapas tengan relativamente bajo empuje y largo tiempo de combustión (ver Tomás Elices Concha «Optimización de los parámetros de diseño de un cohete de sondeo», *Ingeniería Aeronáutica y Astronáutica*, nº 114, julio-agosto 1970). En la práctica, los condicionantes de baja dispersión suelen imponer una primera etapa de alto empuje y corto tiempo de combustión.
21. El primer grupo estuvo formado por Pedro Sanz-Aránguez junto con Julián Simón, José Luis Quesada y Mariano Vázquez; en cuanto a la propulsión, Manuel Segura y Marcelino Benítez de Soto; y para las cargas útiles, José María Monasterio Cabrerizo.
22. En los motores tipo cigarrillo el propulsante llena completamente el tubo, realizándose la combustión en toda el área frontal, que avanza axialmente desde la tobera hacia la cabeza, en una forma similar de como se consume un cigarrillo, de donde toman el nombre. La configuración de este tipo de motor difiere del más común, tipo estrella, en el que existe un conducto interno donde se inicia la combustión que se propaga radialmente; como ejemplo podemos tomar el motor del INTA-255. De forma comparativa, los motores en cigarrillo tienen un tiempo de combustión más largo y un empuje más bajo, ambas características debidas a la mayor longitud del recorrido del frente de combustión y a la menor superficie de la misma. Los motores en estrella serían más aptos como primeras etapas, con fuerte aceleración, mientras que los de cigarrillo lo serían como segundas, con baja aceleración y el vehículo a una velocidad alta y por tanto con una mayor resistencia aerodinámica. Desde el punto de vista del funcionamiento hay una diferencia importante: en los de tipo en cigarrillo, los gases producidos fluyen por el interior del tubo en contacto con sus paredes, por lo que estas han de estar protegidas por un aislante térmico a base de un caucho, que se consume progresivamente durante el proceso. Esto implica una complicación constructiva, pues esta camisa ha de ir pegada al tubo y a su vez al propulsante, y como la parte cercana a la tobera tiene que soportar durante más tiempo el flujo de gases, su espesor ha de ser mayor en ese lugar que en la cabeza, si se quiere optimizar el sistema. Simultáneamente, el conjunto tubo-camisa-propulsante es sensible a las deformaciones térmicas, pues cada uno de esos tres componentes tiene un coeficiente de dilatación diferente. Hay otros problemas adicionales en comparación con los motores en estrella, como la tobera, que también tiene que soportar más tiempo de combustión; el comportamiento frente a aceleraciones cuando el motor es una segunda etapa; o la disposición del encendedor. En la terminología inglesa es habitual denominar a ambas etapas genéricamente como *booster* y *sustainer*.
23. Los cohetes de sondeo *Skua* y *Petrel*, que estaban propulsados por motores de combustión en cigarrillo, respectivamente el *Bantam* y el *Lapwing*.
24. La primera nota del RPE tenía fecha de 31 de junio de 1968.
25. Los detalles de esta fase se encuentran en el documento *Cohete de sondeo de dos etapas. Resumen de los trabajos realizados sobre el INTA-300 y Anteproyecto*, febrero de 1969. [D-101].
26. Al anterior se le unieron Feliciano Quesada de CASA, y José Centeno y Pío Borderías de ERT, además de visitas esporádicas de otros ingenieros.
27. La figura es una reconstrucción de la presentada en los informes del proyecto.
28. En cuanto a la estabilidad estática de los vehículos, esta se consideró para márgenes de $x=1,5$ y $x=2$ calibres.
29. Volvemos a recordar que en el Anexo 2.2 se detallan estos conceptos.
30. Los resultados están en *Cohete INTA-300. Estudio de definición básica*, febrero 1971. [Nota Técnica DE-NT-11/006].
31. Esta nueva versión causó una cierta desazón a los técnicos españoles, ya que después de haber trabajado codo con codo durante varios meses, no se entendía que BAJ presentase una solución independiente.
32. Fue en una reunión en la sede de BAJ, en Banwell, el 21 de noviembre con asistencia de Gabriel Peña como representante del INTA.
33. La situación la planteó el RPE a BAJ, en una reunión el 13 de enero de 1972, que la transmitió al INTA. Nunca quedó claro por qué RPE no había manifestado con anterioridad este problema. Como compensación, este organismo organizó un cursillo sobre inestabilidades de combustión en Wescott al que asistieron José Luis Quesada, Mariano Vázquez y Julián Simón.



34. Parte del equipo se renovó a lo largo del proceso; algunos de sus componentes pasaron a otros cometidos en el INTA y otros dejaron el Instituto. En 1970 Pedro Sanz-Aránguez había cambiado temporalmente el INTA por CASA, quedando Julián Simón como jefe del proyecto. Se incorporaron Agustín Rodríguez Lozano y Luis Rodríguez Martín y más tarde Ángel Mateo Palacios. Las visitas a BAJ fueron habituales, pero de estancias largas solo hubo una en el último trimestre de 1971, por Julián Simón Calero, Mariano Vázquez Velasco y José Laguna Barahona; y estos dos últimos en otra a mediados de 1972.

35. Se instalaron en el Departamento de Materiales. Durante muchos años dieron servicio a todos los programas de cohetes. Hemos de recordar a Gabriel Delojo Morcillo y a José Manuel Ríos Rubalcaba.

36. El responsable de este programa fue José María Monasterio Cabrerizo, al que más tarde se incorporó Julián Castellanos Morón.

37. En las primeras cargas útiles intervinieron Carlos Vega, Agustín Rodríguez Lozano, Joaquín Castillo y Luis Rodríguez Martín, que participaría en todas las cargas útiles de los cohetes de sondeo, así como también en las de los cohetes Petrel del IAA.

38. Esto puede parecer contradictorio, pues al ascender sin propulsión el vehículo pierde velocidad por efecto de la gravedad y de la resistencia aerodinámica. Sin embargo, al iniciarse a mayor altura la segunda etapa, esta se encuentra en capas de menor densidad, por lo que la resistencia será inferior que si se hubiera encendido antes. Además, el que sigan unidas las dos etapas es asimismo favorable, ya que al ser mayor la masa y la resistencia casi la misma, la deceleración es asimismo menor, con lo que la pérdida de velocidad también lo es. Obviamente, en todo este proceso hay unos valores óptimos que en este caso era un retardo de unos cuatro segundos, que correspondería a encender la segunda a unos 7,5 s después de la ignición de la primera; no obstante, se optó por 6 s por consideraciones relativas a la resonancia.

39. El propulsante plástico se había desarrollado en el Reino Unido en los años cincuenta, siendo el que equipó a los motores *Raven* del cohete de sondeo *Skylark*, cuyo primer prototipo voló en 1957. La serie de este último se extendería en una gran variedad y se continuaría con la del *Cuckoo*, *Goldfinch*, *Rook*, todos de 17" (430 mm), y con otra de 10" (255 mm), como el *Goose* y el *Gosling*, o bien mayores como el *Stonechat*, de 28" (711 mm). También se usó este propulsante en el *Waxwing*, que fue el motor de apogeo del vehículo *Black Arrow*. Si bien algunos de ellos se utilizaron como *boosters* de misiles tierra-aire, su empleo militar estaba muy limitado, siendo su principal aplicación el campo civil. Para más detalles sobre la historia de estos propulsantes, véase J. HARLOW: «A History of the Early Solid Propellant Motors of Royal Ordnance plc Rocket Motors Division»; *28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Nashville (TN, USA), July 6-8, 1992. [AIAA 92-3613].

40. El fallo consistió en la rotura del casquete delantero por sobrecalentamiento. El análisis de los restos indicó que la causa había sido la contaminación del propulsante con residuos de otro de mayor velocidad de combustión, que habían quedado en los útiles de llenado provenientes del cohete llenado con anterioridad. Ello fue debido a una mala limpieza de los utillajes y equipos, que, a pesar de ser muy poca cantidad, habían «trufado» el propulsante formando como unos hilos internos. Al llegarles la llama, esta progresó con más rapidez dando lugar a unas grietas que, por una parte aumentaron la superficie de combustión, y por otra, permitieron la llegada del frente de llama a la pared de forma prematura, debilitándola con el resultado de la explosión. Por parte del INTA, receptor del motor, asistían José Luis Quesada Rodríguez, como experto en los motores, Julián Simón Calero y Gregorio Alcol de las Morenas.

41. Un aspecto que se pasa frecuentemente por alto es el de la logística, y creemos que merece una atención propia. Es evidente que el transporte de estos elementos era una cuestión delicada, que siempre se resolvió por la inestimable colaboración del Ejército del Aire que puso el personal y los aviones necesarios. En este caso fue un *Hercules* que en el verano de 1974 transportó desde la base británica de Lindeham a la de Torrejón de Ardoz un cargamento de cuatro juegos de motores más los cuatro sobrantes, pólvora para la preparación de iniciadores, motores de giro y propulsante para comenzar los llenados en la planta piloto. Más tarde, en el programa del IAA fue un CASA 212 *Aviocar* que trajo dos vehículos *Petrel*, dando saltos desde esa misma base hasta llegar a Tablada en Sevilla. Otra cuestión eran los trámites aduaneros que tenían que sufrir todas las mercancías importadas: intervención de las Cámaras de Comercio, agentes de aduanas, carnés ATA, etc., y más en nuestro caso, en que siempre las cosas eran un poco más «raras», tal como los motores cohete, lo que a veces resultaba casi una pesadilla. El solucionar estos problemas era una tarea ingrata y que consumía tiempo y paciencia. Hemos de recordar a Joaquín Quesada Galvañ, que por su talante, buen hacer y afabilidad siempre fue una ayuda en todas esas lides. Hoy día, con una Europa sin fronteras, estas cosas son mucho más fáciles, pero no siempre fue así.

42. En aquellos años había una estrecha colaboración entre el INTA y el DfVlr, y esa instalación estuvo varios meses en El Arenosillo, desde donde lanzaron varios cohetes. Más detalles se encuentran en Mariano Vázquez: *De El Arenosillo al CEDEA*; Madrid: INTA, 2010, pp. 77-86.

43. Casi con seguridad fueron Guillermo Pérez del Puerto y José María Goya Cabezón los que promovieron esta iniciativa. La idea era que el DfVlr adquiriese el INTA-300. Después del primer lanzamiento los alemanes ofrecieron quedarse un mes más en El Arenosillo para lanzar un nuevo INTA-300, al menos con un transpondedor, pero no había tiempo material para ello.

44. Al lanzamiento asistieron Guillermo Pérez del Puerto, director del Departamento de Equipo de Armamento, Gabriel Peña Aranda, jefe de la Sección de Armamento, Luis Martínez Cerrillo, jefe de la Sección de Experimentación en vuelo, de la que dependía el campo, y Thoby Fisher por parte de BAJ. De todo el equipo de proyecto, es justo recordar a Agustín Rodríguez Lozano, responsable de los sistemas de ignición, que tuvo un trabajo extra esa noche.

45. El alcance de los radares estaba limitado principalmente por la sección radar del cohete en su ascenso, así como en menor medida por las condiciones meteorológicas. A partir de los datos se extrapolaba la trayectoria. La altura de esa noche, 120 km, fue de las más altas conseguidas.

46. Los resultados se publicaron en el boletín *INTA/CONIE*, nº 3 de enero-marzo de 1976.

47. El promotor era el profesor Guiseppe Martelli de la Universidad de Sussex.

48. La carga hueca es un dispositivo que consiste en un alto explosivo confinado en un recipiente cilíndrico y cuyo extremo termina en un cono invertido de cobre u otro metal. Cuando se inicia la detonación, en el punto opuesto al cono, la onda avanza causando la impulsión del cono de cobre, que se vaporiza y forma un chorro metálico el cual se proyecta hacia delante a gran velocidad (10 km/s). Estos elementos se emplean especialmente contra blindajes. Ver cohetes militares (Capítulo 1).

49. Con las condiciones habituales de lanzamiento en El Arenosillo, ese punto estaba en Portugal, siendo el punto español más próximo la localidad de Rosal de la Frontera, donde se instalaron los equipos receptores.

50. Los elementos de acción y detonación los fabricaron técnicos en explosivos del Ejército británico. La carga del explosivo se realizó en la UEE. La operación era más delicada que la manipulación de explosivo convencional, por su tamaño y por tener que respetar el recubrimiento de bario, que venía sellado y en atmosfera inerte para evitar su oxidación. El explosivo fue la composición B, también conocido como hexolita.

51. Queremos dar a entender que se llenaron en España con propulsante español. Las cámaras y toberas seguían siendo de procedencia británica. En el proceso de nacionalización se estudió la posible adquisición de una máquina de soldadura helicoidal para instalarla en España. Eso no hubiese sido difícil, pues incluso se fabricaban tubos de esa clase para otros usos industriales, pero de mucha menos calidad. Lo más costoso eran los hornos de tratamiento de las cámaras; su utilización estaba excesivamente restringida a motores cohete. En cuanto a las toberas, se desarrollarían en España para el INTA-100, el cohete *Duero* y el motor *Deneb* del vehículo *Argo*.

52. Esto fue debido a que en el último de los *Fulmar*, lanzados en Andøya, no se inició la segunda etapa, y se achacó a que el interruptor de presión se había bloqueado, por lo que el sistema de ignición interpretaba que la combustión no se había acabado.

53. El nombre de *Flamenco* lo sugirió BAJ, acostumbrada a bautizar a los cohetes con nombres de aves, tal el *Skua*, *Petrel*. Pero hemos de constatar que el nombre nunca hizo fortuna entre nosotros, que siempre tendíamos al de INTA-300. Los británicos denominaron al motor *Teide* como *Snipe*. La carga útil del *Fulmar* era ligeramente más larga, llegando el total a 7,47 m.

54. El 21 de noviembre y el 11 de diciembre, con apogeos de 140 y 213 km. No hubo apenas comunicación entre el INTA y BAJ al respecto, por lo cual hemos buscado las fechas y datos en Internet, *Les fusées en Europe*, de Jean-Jacques Serra, incluida la fotografía. Asimismo se puede consultar la *Encyclopedia Astronautica*, también en Internet, aunque esta tiene algunas incorrecciones relativas al INTA-300.

55. Esta reunión tuvo lugar el 14 de enero de 1977.

56. El 16 de octubre, el 17 de noviembre y el 5 de diciembre. Sus apogeos fueron 247, 261 y 255 km respectivamente.

57. El 19 de marzo de 1979.

58. Era una colaboración entre la NASA, el CNES y la Conie y consistía en un experimento de inyección de trimetil aluminio en la ionosfera.

59. Los dos *Cajun* eran de 1969; y de los *Nike*, uno de 1959 y otro de 1971.

60. En julio de 1989 entró en vigor el nuevo Estatuto del INTA, y como consecuencia hubo una nueva dirección, encabezada por Enric Trillas, que se empeñó en recuperar los cohetes. Las gestiones del subdirector José María Quintana con el delegado de la NASA en España, John South, propiciaron el cambio de actitud de la Agencia. En este sentido, en septiembre de 1989, se preparó una nota interna en la que se relataba todo el proceso desde el inicio del programa. A esa nota se adjuntaba otra de Raymond Greer, de la QUB, sobre sus contactos personales con algunos miembros de la NASA involucrados en todas las gestiones, los cuales querían colaborar, pero necesitaban un mandato de más nivel dentro de la misma.

61. Asistieron Victoriano López, por El Arenosillo, y Julián Simón, en diciembre de 1989.

62. No nos resistimos a contar lo sucedido en la noche antes del lanzamiento. La dirección del INTA dio una gran relevancia al lanzamiento, al que asistieron el secretario de Estado de la Defensa, Antonio Flos Bassols, el director del INTA, Enric Trillas Ruiz, junto con numeroso personal del Instituto y del mundo de la empresa, y también una representación granada de la prensa nacional. Todas las presentaciones de por la tarde siguieron su curso habitual, con las incomodidades del personal técnico por la presencia de periodistas que, como era su obligación, querían husmear todo. Como el lanzamiento estaba previsto para sobre las 2:00 locales todos los congregados fueron invitados a una cena. Al mismo tiempo los técnicos seguían con el proceso de preparación con todas las comprobaciones y ajustes precisas. Pues bien, en una de las correspondientes del sistema de eyección de la ojiva, para la que había que retirar, medir y reponer la punta de la misma, en una operación parecida a la que se muestra en la Fig. 2.33, por algún motivo algo de pegamento contaminó la rosca de la punta que quedó inservible, lo que nadie advirtió hasta la comprobación siguiente, la última antes de acoplar la carga útil al vehículo. Al final, se tuvo que sustituir toda la ojiva por una de repuesto, todo ello en horas de angustia, prisas y frenesí. Por supuesto, los invitados a la cena nunca supieron nada de esto.



63. Este proceder es el habitual en cualquier incidencia, pero en este caso estuvo agravado por la presión de los medios que esperaban puertas afuera. La decisión se comunicó en una rueda de prensa bastante incómoda, no solo por las explicaciones técnicas de lo que era una trayectografía y una telemetría, sino también por cómo explicar que, a pesar de que los datos obtenidos eran excelentes, había que cancelar. Todo esto tuvo repercusión en la prensa nacional, en general con sabor más bien amargo.

64. Estas dos fotografías, realmente espectaculares, las obtuvo J. C. M. Zafra, fotógrafo contratado por el INTA. Zafra aprovechó la confusión de todos los periodistas y el trabajo apresurado del equipo debido al problema con la ojiva, para colocar sus cámaras a unos 20 m de la rampa de lanzamiento; con él escondido pocos metros más atrás, entre los arbustos que lindaban con la carretera. Como el lanzamiento se hizo a obscuridad completa nadie advirtió su presencia en la zona considerada como de «alto riesgo», ni siquiera en la inspección obligatoria previa que terminaba con la declaración de «rampa despejada», necesaria para proseguir la cuenta atrás. Las excelentes fotos atestiguan que aguantó la ignición del INTA-300B. Zafra debe de haber sido el español que ha estado más cerca de la ignición de un cohete en El Arenosillo. Cuando el equipo de montaje salió a retirar la viga para preparar el segundo vehículo, lo que hizo un minuto escaso después de la ignición, con toda la zona llena aún de humo y el olor a pólvora quemada, vieron venir por el camino a una figura casi fantasmal y aterrorizada cargada con sus cámaras...

65. También hubo invitados y periodistas pero en menor medida que en el primero. Además, a causa del retraso, la mayor parte de ellos abandonaron El Arenosillo; así las cosas, el segundo día estábamos casi «en familia». A pesar del éxito, esta vez la repercusión mediática fue mínima.

66. Del equipo original solo quedaban Luis Rodríguez Martín y Julián Simón, el resto pertenecían a una nueva generación; algunos, como Carlos Egea Moreno, Gonzalo Mosquera Vázquez, Fernando Rodrigo Roglés y Eugenio Vidal Cuesta, ya estaban fogueados con el primer INTA-100; otros empezaban ahora para seguir con el *Capricornio*.

67. Estos Grupos se crearon en 1976; eran cuatro grupos científicos y un quinto de apoyo: Atmósfera (Manuel Gil Ojeda, Javier Cacho Gómez y M^a Jesús Sainz de Aja), Rayos Cósmicos (José Medina y Juan Sequeiros), Astrofísica (M. Rego y Carmen Morales Durán), Ionosfera (M. Cornide y Jorge Ibáñez Revilla) y Apoyo Técnico (Manuel Angulo Jérez y Néstor Martín Plaza).

68. No disponemos de datos concretos, pero casi la tercera parte de los titulados dejaron el INTA, lo cual podría estimarse en más de la mitad del potencial tecnológico. En cierta forma esta fue una contribución muy importante del Instituto a la modernización de la industria española.

69. Este acrónimo identifica a la Comisión Interministerial de Ciencia y Tecnología, creada dentro de la «Ley de la Ciencia» de 1986.

70. Para realizar esta cronología nos basamos en los archivos disponibles provenientes del antiguo Departamento de Armamento. En ellos, además de los documentos técnicos, hay bastantes notas, informes, previsiones, etc., evacuadas para las instancias del INTA o para la Conie.

71. Las negociaciones con ERT no fueron fáciles, pues esta empresa mantenía que el desembolso que había realizado en la instalación de la Planta de Producción de Propulsores, ubicada en Galdácano, para el INTA 300, había sido muy superior a los costes previstos y quería resarcirse económicamente aunque fuese de forma indirecta. Hemos de recordar la buena labor de José María Monasterio y Manuel Segura en estas gestiones.

72. Este trabajo recayó en gran medida en la Sección de Materiales no Metálicos, entonces bajo la dirección de Javier Jiménez Clavijo, que realizó una labor imprescindible. También hay que considerar la experiencia que este equipo adquirió en sus visitas a BAJ durante el proceso de fabricación del INTA-300, como parte del acuerdo sobre transferencia de tecnología.

73. El año 1983 fue también el del relevo generacional, pues el grupo de ingenieros jóvenes que se incorporó son los que rematarían el INTA 100. Citemos a Carlos Egea Moreno, Gonzalo Mosquera Vázquez y Gerardo Muros Anguita.

74. La necesidad de esa ventilación se explica porque al ascender el cohete la presión atmosférica externa disminuye, mientras que en el interior casi se conserva la del nivel del mar. Esto significa que la ojiva estaba sometida a una fuerza de eyección creciente con la altura, compensada por la resistencia aerodinámica y la retención mecánica. Cuando estas se superaron, la ojiva salió eyectada. Las comprobaciones teóricas posteriores fueron casi exactas.

75. Los radares disponibles entonces en El Arenosillo no tenían capacidad de seguimiento más que hasta unos 40- 60 km, en el mejor de los casos, para un cohete del tamaño del INTA-100. Por tanto, los apogeos se calculaban extrapolando los datos obtenidos.

76. Puesto que los radares no eran capaces de seguir al cohete hasta el apogeo, cuando había eyecciones, bien de paracaídas o *chaff*, se estimaba la zona en que ocurriría y los radares la barrían a la espera de capturar la señal.

77. Hoy día el amianto es un material prohibido; entonces, para su mecanización se empleaban tornos con protecciones para evitar la difusión del polvo de amianto.

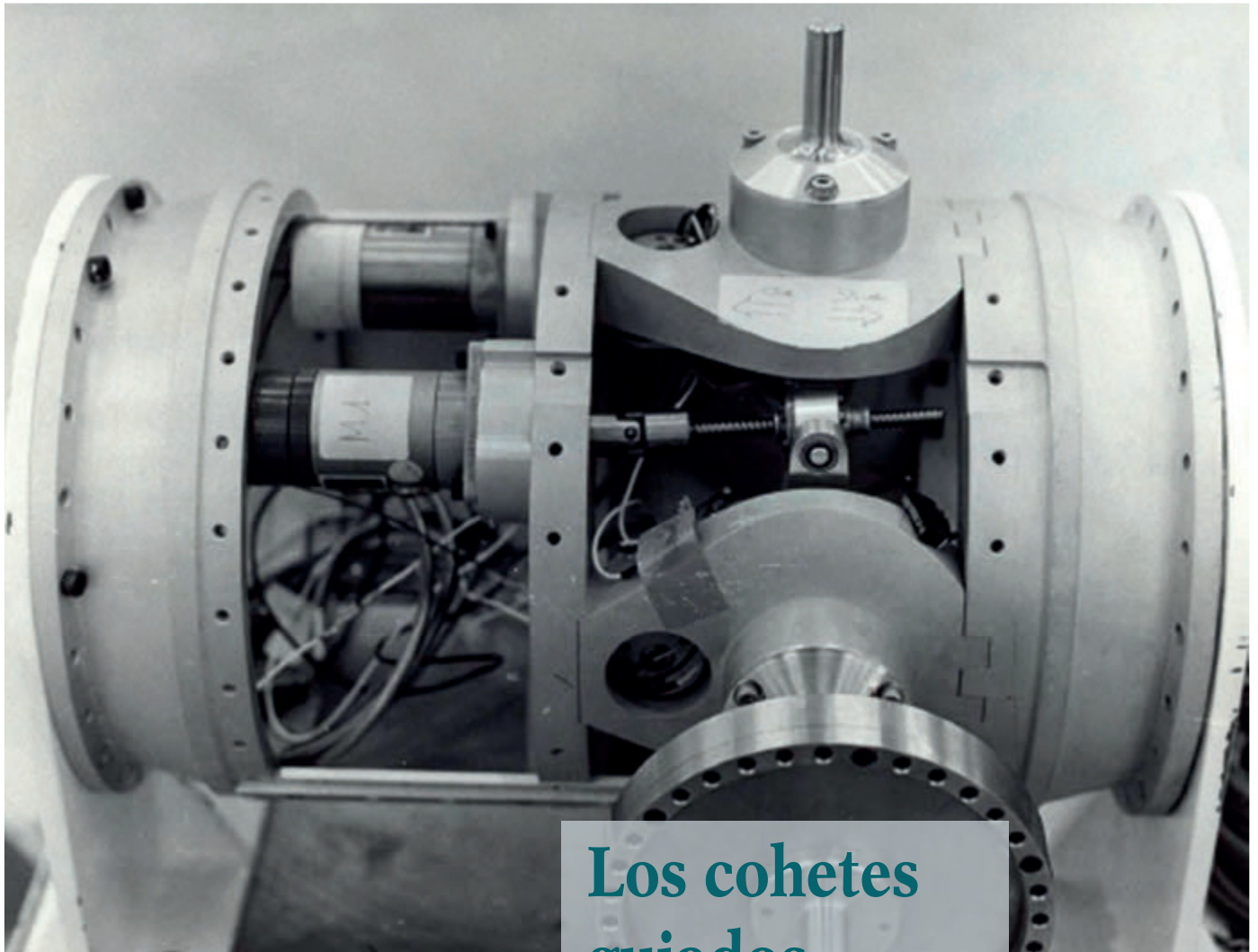
78. Intervinieron Manuel Gil Ojeda, Manuel Angulo Jerez, Néstor Martín Plaza y Javier Cacho por los Grupos Científicos, Javier CastroVicente por el transmisor, José Torres Riera por la antena, Antonio García Vargas por las ojivas y Evencio Ruano Ramos en el diseño general.

79. Entonces era director del INTA Fernando de la Malla, el cual deseaba reanudar las actividades de cohetaría.

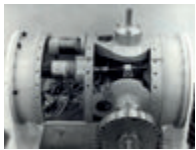
80. Se incorporaron Eugenio Vidal Cuesta, Fernando Rodrigo Roglés, Fulgencio Gómez Bastida y Francisco Tapia Cuadrado.
81. El sistema electrónico era similar al empleado en la separación de la carga útil. En su desarrollo tuvo una participación destacada Jesús Pazos Peces.
82. Había cierta variabilidad en la masa de propulsante entre los motores, así como en los tiempos de combustión.
83. Al lanzamiento asistieron las autoridades de la provincia; por el INTA, el secretario general Luis Guitart Poch, siendo entonces el jefe del Campo Juan José Martín Francia.
84. La fotografía, tomada por J. C. M. Zafra, fue el motivo de un sello de correos emitido el 4 de mayo de 1996 en hoja bloque conmemorativa (*Expa-mer'96. Aviación y Espacio*).
85. La historia de estos transmisores fue rocambolesca. Se contrataron con una empresa norteamericana en 1992, pero las autoridades denegaron el permiso de exportación, que estuvo retenido hasta junio de 1993. En estas circunstancias, se buscaron en otros países; al final fueron cedidos por el IAA, que los había adquirido para su carga que sería lanzada con el INTA-300B.
86. El Instituto Astrofísico de Andalucía, con el que se ha mantenido una fructífera colaboración en el campo de la cohetería, propuso en septiembre de 1990 un fotómetro tipo Feiro adaptado a este vehículo.
87. Los primeros prototipos del INTA 300 habían volado, la planta piloto estaba ya en marcha y la Conie preparaba su segundo Plan. Por estas razones, no es de extrañar la cantidad de planes de futuro que se plantearon, muchos de los cuales se tradujeron en propuestas que se evaluaron desde la entonces Sección de Armamento Aeronáutico. Hay, en concreto, dos que nos sirven de guía. Una, *Trabajos propuestos para el II Plan de la Comisión Nacional de Investigación del Espacio*, sin fecha, pero que por el contexto debió de ser de 1973; y otro, *Propuesta a la Comisión Nacional de Investigación del Espacio a desarrollar durante el año 1976 y previsiones para el bienio 1977- 1978*, de 1975. Incluso entre sus páginas se encuentran hojas manuscritas que hablan de fabricar 15 unidades del INTA-255 y otras tantas del INTA-300, así como una nueva primera etapa para el INTA 300, con lo que se conseguiría un vehículo de actuaciones similares a las del INTA 255, al cual se denominaría INTA 260. En la última de las dos citadas el monto económico ascendía a una cantidad de 85 Mpta [4,7 M€-act] para los tres años. Todo esto justifica esa euforia con la que comenzábamos, y que al final se quedaría bastante aguada.
88. Los documentos que se seguirán provienen de la rendición de cuentas a la Conie, que se hacía una o dos veces al año, más las solicitudes para los sucesivos.
89. El impulsor fue el entonces director del Departamento de Equipo y Armamento, Guillermo Pérez del Puerto.
90. Este diámetro correspondía a 17" (432 mm) y era el que se empleaba en los motores británicos *Raven*, *Cuckoo*, *Goldfinch* y *Rook*, aunque no todos estos tenían los tubos de las cámaras soldados helicoidalmente.
91. Aquí hay una cuestión controvertida y espinosa: primero, si la elección de los propulsores plásticos fue adecuada o no; y segundo, si se debió cambiar a otra o seguir con la misma. A la primera, la contestación es fácil: no nos dieron otra opción; es cierto que era una vía ya de corto recorrido, pero por problemas políticos, otros caminos estaban cerrados. La tecnología de los propulsores plásticos era barata y sencilla; nos proporcionó unos vehículos que si se quedaron anticuados fue por otras razones, y obtuvimos el entrenamiento necesario para seguir por otros derroteros. En cuanto a la segunda cuestión, la respuesta no es tan clara; hubo quien opinó que el camino sería pasar a los CTPB en vez de gastar las energías, que no fueron muchas, con el poliisopreno. En descargo de la opción contraria hemos de argüir que en ese tiempo (1980) era muy difícil un cambio. Más tarde (sobre 1988) hubo un intento de entrar en esa familia en colaboración con ENSB, que si bien no prosperó, al menos justificó la compra de una mezcladora de 5 litros para laboratorio de propulsores, que se emplearía más tarde para los HTPB.
92. Con el número 3583/79. El investigador principal era José María Monasterio y como colaboradores estaban Carlos Schüller Gil, María Eugenia Martín-Sanz y Agustín Rodríguez Lozano. Cuando Monasterio dejó el INTA, en 1981, Schüller pasó a ocupar la dirección. En los trabajos colaboró la Sección de Materiales No Metálicos, en particular Javier Giménez Clavijo y Miguel Centeno Pérez.
93. Su número fue el 0137-81. El investigador principal fue Julián Castellanos Morón; colaboraron José Pingarrón Rodríguez y Rafael Fernández Lizán.
94. Este motor a veces se cita como «INTA-200», en razón de su diámetro.
95. Incluso estuvo preparado un Memorando de Entendimiento para el período 1988/94.
96. El promotor del experimento fue Jorge Ibáñez Revilla.
97. La parte mecánica se debió a la mano de Antonio Gil Expósito y la electrónica a Francisco Mata Pérez. El responsable del programa fue Agustín Rodríguez Lozano.



98. La campaña fue coordinada por la Universidad de Wupertal (Alemania) y en ella intervinieron el Science Research Council (SRC) con cuatro *Petrel*, dos *Skua* del Instituto Max Plank y un *Skylark* de la citada Universidad germana.
99. Asistieron Jorge Ibáñez Revilla y Agustín Rodríguez Lozano. Fue una larga campaña a la espera de las condiciones favorables. Entre las incidencias, el último de ellos sufrió un accidente que le tuvo hospitalizado varias semanas en Kiruna.
100. Fueron $\lambda = 1,27; 1,58; 1,65; \text{ y } 1,75 \mu\text{m}$. Para una descripción del instrumento, véase S. Vidal et al.: «Diseño y construcción de un fotómetro de cinco canales para la medida de emisiones atmosféricas a bordo de cohetes de sondeo (Focca)»; *Actas III Asamblea Nacional de Astronomía & Astrofísica*, 1981, pp. 583-590.
101. De ese departamento dependía el campo de El Arenosillo; su director era Luis Martínez Cerrillo y el gestor del programa, Javier Casas García del Busto. Al respecto, recordemos que si bien la estructura del INTA no había cambiado desde su fundación, en 1976 se habían reorganizado las secciones y departamentos, pasando estos a ser ocho: Aerodinámica y Navegación, Armamento, Aviónica y Electroóptica, Ciencias Espaciales, Energía y Propulsión, Estructuras y Materiales Estructurales, Petróleo y Materiales Funcionales y Protectivos, e Informática y Normalización.
102. Entre los varios artículos referentes a esta experiencia citamos a J. J. López Moreno et al.: «FOCCA. Una experiencia para el estudio del airglow terrestre mediante cohetes de sondeo. II Resultados»; *Actas IV Asamblea Nacional de Astronomía & Astrofísica*; 1984, pp. 1355-67, y J. J. López Moreno et al.: «Rocket borne photometric measurements of O₂, green line and OH Meinel bands in the nightglow»; *Annales Geophysicæ*, nº 2, 1984, pp. 61-66.
103. Dando un salto, en los fuegos artificiales es muy común observar el ascenso zigzagueante de los cohetes, que es la exacta expresión de este fenómeno.
104. Tal sucedió en el primer intento de lanzamiento del tercer prototipo del INTA-300, que tuvo que aplazarse por esta circunstancia.
105. Datos tomados del cuaderno de ensayos del Banco de Motores Cohete.



Los cohetes guiados



Indudablemente, la mayoría de las tecnologías de cuyo desarrollo se ha venido tratando hasta el momento, siendo de «doble uso» eran suficientes para los proyectos de los tipos hasta aquí presentados, tanto civiles como militares. Ahora bien, si el proyecto trata de un misil guiado, se precisa además el dominio de las tecnologías de guiado y de control automático, que no han sido utilizadas en los anteriores proyectos.

En España, aunque desde los inicios del siglo XX se han mantenido activos la investigación y el desarrollo de la automática en ciertas áreas de la industria¹, no podemos hablar de continuidad en esa actividad si nos referimos a la «automática aeronáutica».

Ciertamente, el principio de siglo fue brillante para esta tecnología aeronáutica en nuestro país con el *Telekino* de Torres Quevedo pero, a pesar de esos inicios y de la innegable importancia creciente de la misma a nivel mundial (pilotos automáticos, misiles, etc), resulta chocante el que no haya sido hasta la década de los 60 cuando se decida dar en España una apropiada consideración a esa materia².

El verdadero empujón formativo, previo al posterior desarrollo, se realizó en el año 1962 en la ETSIAeronáuticos donde se impartió un curso intensivo de Servomecanismos y Teleguiado por profesores de l'Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique (ENSA) de París. A ese curso asistieron algunos alumnos de 5º e ingenieros del INTA y de la industria. Ese curso se completó con un segundo en París en 1963, donde además se realizaron prácticas de proyectos de la materia en la industria francesa.

Siguiendo con la ETSIA, la docencia de sistemas de control automático no se presentó en forma explícita hasta la aplicación del Plan 57 en 5º curso (año 1964), con la asignatura de «Servomecanismos y Control Automático». Posteriormente, esa materia se complementó con temas afines dentro de las asignaturas de Proyecto de Misiles y Proyecto de Vehículos Espaciales, introduciéndose además las teorías y aplicación del «Control Moderno» en los cursos de Doctorado.

En otros centros universitarios, la introducción explícita de esa docencia se efectuó en épocas similares³

El INTA, desde su fundación a primeros de los años 40, disponía de una Sección de «Instrumentos de abordaje», en donde los servosistemas, entre los otros equipos del avión, se analizaban y ensayaban para su instalación pero no se desarrollaban. Fue a partir del mencionado curso de la ENSA, y después de que a los ingenieros procedentes del mismo el Instituto sumara otro grupo de ingenieros que, en esos años 60, fueron becados para formarse en universidades e industrias de EEUU, cuando se pudo comenzar un trabajo de análisis, diseño y desarrollo de sistemas de control automático aeronáutico. Así, en la segunda mitad de la década de los 60, se dotaron los laboratorios de instrumentos con los primeros equipos para cálculo en tiempo real y simulación inercial, continuando hasta su total expansión con el Laboratorio de Guiado en 1980. En el Capítulo 5 se tratarán estos laboratorios, algunas realizaciones y otros centros del INTA relacionados con esta área tecnológica.

Como se analizará aquí, el INTA comenzó su andadura en el desarrollo de sistemas de guiado y control automáticos con el proyecto del misil *Banderilla* (1967-1969), continuando con los del INTA-300G (1976-1979), *Scila* (1978-1982) y *Tajo* (1985-1988 colaborando con la Junta de Cohetes del Ejército de Tierra). Entre los dos primeros, el INTA realizó algunos estudios sobre una bomba aeronáutica guiada por laser, proyecto *Dyal*, que no se analizará aquí puesto que no fue en realidad un cohete guiado. Respecto a los misiles estudiados por o para el Ejército de Tierra, sólo se considerarán aquí aquellos en que haya intervenido el INTA (como el *Tajo*) y también, pero en forma muy breve, aquellos con intervención de personal proveniente del Instituto (MC-2000, *Duero Guiado*, transformación del *Sidewinder* AIM-9B al AIM-9J) pero ya fuera del mismo. Por tanto, no se considerarán estudios tales como los antitanques *Aries* y *Macam* ni la versión guiada del CAT-70 para helicópteros.

Se debe tener en cuenta que el análisis de este Capítulo se completa con el ya mencionado del Capítulo 5, con el que está íntimamente relacionado en muchos casos.

MISIL AIRE-AIRE INTA-156 BANDERILLA

Los Orígenes

En la década de los 60, en paralelo con el comienzo de las tecnologías espaciales, se sintió también la necesidad de desarrollar las propias de los misiles.

Si en el primer caso sería la Conie, con el INTA como organismo tecnológico, la creadora de los programas, en el segundo lo sería el Ministerio del Aire, a través de su Servicio de Armamento y también apoyándose en el INTA, el generador de requisitos y mantenedor de los planes para la realización de un misil Aire-Aire.

En esos años el INTA trabajaba con los cohetes aire-tierra S-9 y S-11 y comenzaba a estudiar el S-12. En este campo del armamento aeronáutico también estaban en curso las bombas de baja resistencia (BR) y se iniciaban las frenadas con paracaídas (BRP) y las frenoaceleradas (PFA), pero la dedicación a vehículos guiados era muy pequeña, solo algún ligero análisis de bombas con cabezas electroópticas.

Sin embargo, el Ejército del Aire contemplaba entre sus necesidades más perentorias la disponibilidad de moderno armamento guiado aire-aire, considerándose la posibilidad de su fabricación nacional como uno de los factores de mayor peso para su definición. Las alternativas del Ejército del Aire para la elección de un misil de ese tipo se presentaban en dos campos. Uno era el operativo; el misil podría ser el apropiado para una o varias de las misiones aéreas: interceptación, supremacía aérea, policía aérea, misiones defensivas aéreas... El otro era el comercial e industrial; el misil podría ser adquirido en su totalidad, o bien fabricado en España, con soporte técnico extranjero naturalmente.

Examinando el aspecto operativo, en esa época los aviones de combate utilizados en España eran el C.8 (F-104 G *Starfighter*) y el C.9 (Northrop F-5). Como misil se disponía del *Sidewinder* AIM-9B que poseía un alcance relativamente corto y solo con la posibilidad para ataque por la cola del avión blanco. En estas circunstancias la capacidad para el cumplimiento de las misiones indicadas era bastante reducida.

En lo referente a la producción nacional de misiles, aunque en España se poseía una base teórica importante, se carecía de toda experiencia práctica de diseño, fabricación y ensayo en este campo, y además había que modernizar tecnológicamente un volumen muy importante de las industrias del ramo.

Es claro que para acometer el desarrollo de un misil aire-aire era imprescindible contar con la cooperación de una entidad extranjera que reuniera dos características esenciales:

- Poseer una capacidad y experiencia tecnológica apropiada para atacar los problemas de diseño de un misil moderno, adecuado para una gama importante de misiones aéreas.
- Estar dispuesta a colaborar y efectuar la transferencia a España de la tecnología necesaria para que esta pudiese fabricar inicialmente una parte importante del misil y, eventualmente, la totalidad en un futuro próximo.

Para llevar a cabo lo anterior, no es necesario señalar las dificultades que se le presentaron a un país como España —con buenas relaciones internacionales en Occidente pero fuera de la OTAN— para encontrar un socio que cumpliera completamente con las condiciones anteriores.

Fue en la casa francesa Matra, con su extraordinario bagaje de desarrollos y diseños propios no comprometidos, donde se encontró la solución. El INTA y el Servicio de Armamento del Ejército del Aire venían manteniendo relaciones con esa empresa en temas relativos a temas de armamento, existiendo ya una base de conocimiento y confianza mutuos. Se iniciaron, pues, las conversaciones sobre el misil entre los tres organismos, teniendo lugar la primera reunión oficial INTA-Matra-Servicio de Armamento el 13 de febrero de 1967 en el INTA⁴.

Al misil se le denominó *Banderilla* y aunque siempre fue conocido por ese nombre, entonces y ahora, es interesante indicar que poco antes de suspenderse el proyecto, hubo un cierto movimiento por parte del grupo español para denominarlo *Ariel*, incluso en algunos documentos. No sabemos, si de haber continuado el proyecto, cual de los dos apelativos hubiese prevalecido⁵.

Objetivos del programa

Como objetivos del programa, que prácticamente se confundían con sus fases, se fijaron los siguientes:

1. Formación de personal técnico español en las áreas de diseño y de fabricación.
2. Estudio operativo por parte del Ejército del Aire, combinando la definición de las misiones aéreas a cumplir y los requisitos del misil necesario para las mismas.
3. Anteproyecto del misil que cumpliera esos requisitos, planificación y presupuesto.
4. Diseño y fabricación de los misiles, con traspaso de tecnologías a España.

Es de hacer notar el gran alcance del programa, que no solo suponía el desarrollo de un misil, sino que también implicaba un análisis y revisión de las misiones operativas del Ejército del Aire.

Se cumplieron holgadamente los objetivos 1 y 2 y una gran parte del 3 pero, como es habitual en nuestro país, el programa se cortó al llegar al 4.

Deficiencias tecnológicas

Las actividades en España en aquella época en el campo de misiles eran mínimas, quizás reduciéndose a las clases impartidas en la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos sobre el tema así como algunos estudios sobre óptica y control aeronáuti-



cos en el INTA, pero no específicos de misiles. Aunque quizás estaban cubiertos bastantes de los conocimientos teóricos básicos, indudablemente se carecía de la formación profunda y la experiencia práctica necesarias para acometer el proyecto de un misil en un tiempo razonable.

Simultáneamente con el *Banderilla* se inició en el INTA el programa de cohetes de sondeo, ya tratado en el Capítulo 2, con el que se debían también cubrir algunas deficiencias tecnológicas similares y complementarias de las del *Banderilla*. Existió, pues, una sinergia entre ambas actividades que generaría una alta formación en misiles y cohetes, suficiente para poder atacar sus desarrollos. No solamente se complementaron para cubrir las lagunas existentes sino que, en aquellas materias cuyo análisis se duplicaba, el hecho de conocer las soluciones de dos países, Francia y Reino Unido, permitía realizar estudios comparativos y selectivos entre las mismas.

Se presentan a continuación algunas de las deficiencias tecnológicas básicas que debieron cubrirse.

Aerodinámica

El problema general era conocido teóricamente pero se presentaban algunas peculiaridades propias de los misiles *canard* guiados por infrarrojos (IR).

Control en balanceo

En los aviones, la deflexión de los alerones para el control de balanceo no tiene apenas influencia sobre la superficie horizontal de la cola, ya que esta se encuentra fuera de su estela. Sin embargo, en un misil *canard*, las alas están totalmente dentro de la estela creada al deflectarse los controles, dando lugar a una fuerza del mismo orden pero de signo contrario a la generada por aquellos. Esto imposibilita el control de balanceo por medio de los *canards*, pues el momento de control producido por estos se anula por el que aparece en las alas por la deflexión de estela.

Fue necesario analizar soluciones al problema, bien permitiendo el giro del misil limitando la velocidad por medio de «role-ones», (Fig. 3.1b, 3.3 y 3.4), o bien con alerones en las alas (Fig. 3.1a y Fig. 3.1c). Otro método, que se utiliza a veces, es independizar los momentos de balanceo producidos en la sección de cola del resto del misil. Para ello, la unión de dicha sección al fuselaje se realiza a través de un rodamiento que permite el giro relativo entre ambos. No se tomó en cuenta por considerarse excesivamente complicada para este caso.

Proas IR

Para la transmisión infrarroja la proa debe ser normalmente esférica⁶. Esto da lugar a un coeficiente de resistencia muy alto que se debe tratar de reducir. Una forma de hacerlo es disminuir el diámetro de la cúpula esférica respecto del cuerpo del misil y efectuar la transición entre ambos por medio de un perfil de baja resistencia (cono, circunferencia, parábola, Von Karman). Sin embargo, al reducir el diámetro de la pupila de entrada, la energía IR recibida también baja, lo que afecta a la distancia de detección.

Fue necesario realizar análisis profundos no solamente sobre la aerodinámica de los perfiles de la ojiva, sino también el optimizar la pérdida de capacidad de detección en consonancia con las actuaciones requeridas de velocidad y alcance.

Posición relativa de alas y controles

En una configuración cruciforme de alas y controles, ambos pueden estar situados «en línea» (planos de alas y controles coincidentes) o en la denominada «interdigita» (planos de alas y controles a 45°) (Fig. 3.1c). Las implicaciones de una elección u otra no solo son de tipo aerodinámico, sino también afectan a la electrónica de la interfaz avión-misil.

Actualmente la solución «en línea» es la adecuada sin discusión, pero en aquella época la «interdigita» se consideraba a veces por motivos de la interfaz misil-avión, para que los ejes de control de ambos fuesen iguales, pero incluso entonces la decisión se decantaba por la primera en la mayoría de las ocasiones. Volveremos después sobre este tema.

Dinámica y guiado

Las trayectorias y dominios de tiro dependen esencialmente de las leyes de guiado aplicadas. En este misil se utilizó la ley de navegación proporcional; aunque conocida teóricamente en España, no se habían tratado los problemas de su aplicación a misiles provistos de giro axial, como era este, ni tampoco las implicaciones de su inclusión en un sistema de control real, con los retardos y avances de fase que afectan de forma esencial a la ley teórica.

Óptica y sensores

El tratamiento de la cúpula y el telescopio Cassegrain del autodirector del misil eran perfectamente conocidos en el INTA. Sin embargo, no lo era tanto lo relativo al sensor IR apropiado capaz de detectar los gases de la tobera además del propio metal caliente de la misma y, particularmente, la utilización del modulador IR para identificar la dirección de la radiación. De hecho, el empleo de esa doble capacidad de detección (tobera y gases) aún estaba en sus comienzos en aquella época.

Autodirector y autopiloto

La puesta en práctica de las leyes de guiado y algoritmos de control en un misil era nueva para los técnicos del INTA especialistas en esta materia, quienes, a pesar de su competencia probada en esos sistemas en aeronáutica, no habían tenido hasta entonces la oportunidad de tratar con las altas frecuencias de la respuesta dinámica de estos misiles, ni con las técnicas para la estabilización de la misma. Tuvieron que adaptarse a «nuevas» soluciones como la aplicación de retornos acelerométricos en el autopiloto y la utilización de mando «todo-nada» para los controles.

Motor cohete

La propulsión cohete era una de las lagunas importantes en la tecnología española. En esa época solo se fabricaban aquí gramos de doble base hasta no más de 8 cm de diámetro. Con este proyecto cabía la posibilidad de desarrollar en colaboración con Francia los motores con el propulsante compuesto «plastolane», aunque también se consideró para un futuro el uso del polibutadieno, entonces en sus comienzos.

Sin embargo, dentro del programa de cohetes de sondeo se adoptó la colaboración con el Reino Unido para la tecnología de propulsores, cuando ya el programa *Banderilla* estaba finalizando.

Espoleta de proximidad

Era la primera vez que en España se estudiaba con fines de fabricación este tipo de espoleta, constituida por un sistema electrónico radiante con dos pares de haces, uno de detección del blanco y otro para accionamiento del encendido. Este tipo de tecnología era de las más avanzadas —y reservadas— de la época y no pudo obtenerse completamente al detenerse el proyecto.

Desarrollo del programa

El programa inicial se planteó en tres fases que coincidían con los tres primeros objetivos expuestos. Uno de los resultados de la tercera sería el presupuesto y planificación de la cuarta. En este punto se tomarían las decisiones específicas para esa última fase. En el tiempo, la primera, Formación, se llevó a cabo en 1967, la segunda, en 1968; y la tercera en la segunda mitad de 1969. Hasta mediados de 1970 se mantuvieron conversaciones de alto nivel sobre la continuación del proyecto sin alcanzarse un resultado positivo.

Fase de Formación

Se efectuó durante 1967, enviando un grupo de ingenieros del INTA a Francia, con dos tipos de tareas: visitas a distintas fábricas y trabajo continuado en Matra (Velizy), realizando un primer anteproyecto del misil en colaboración con los ingenieros de la empresa francesa⁷.

El compromiso que el INTA adquirió con el Ejército del Aire fue la entrega al final de 1967 de una serie de documentos que cubriesen los siguientes puntos:

- Estudio de los equipos más modernos para utilización en misiles aire-aire.
- Estudio de las posibilidades de nacionalización.
- Anteproyecto, planificación y presupuesto.

El equipo INTA viajó a Francia con estancias en Matra y en visitas esporádicas a las fábricas SAT (sensores y óptica), Hotchkiss Brandt (carga militar y propulsor), Sogea (potencia y electrónica), SEPR (propulsores) y la Direction des Poudres (propulsores).

Asimismo se mostraron al personal de Matra algunas industrias españolas de óptica y precisión como el Centro de Investigación y Desarrollo de la Armada (CIDA), Bressel S. A., Experiencias Industriales de Aranjuez (EISA), Empresa Nacional de Óptica (Enosa) y otras.



En Matra se mantuvo un equipo fijo trabajando con los ingenieros de esa compañía de forma continua durante cuatro meses, generando un primer análisis del misil, que serviría como soporte para la redacción de los requisitos del mismo por el Ejército del Aire en 1968.

Requisitos del Misil

Se trataba ahora de definir los requisitos básicos del misil (la *fiche programme* como se decía en Francia), que debía servir de partida para el diseño del mismo.

Para elaborar estos requisitos se creó, en febrero de 1968, una comisión dentro del Ejército del Aire formada por personal del Estado Mayor, Mando de la Defensa, Aviación Táctica, Servicio de Armamento del EA, e INTA, a la que eran invitados regularmente como asesores miembros del Armée de l'Air francés relacionados con el proyecto y así como personal de la firma Matra⁸.

En dicha comisión se analizaron las necesidades operativas del Ejército del Aire español y las capacidades de los aviones F-104 y F-5 que se poseían, así como los requisitos técnicos para el misil y naturalmente la disponibilidad económica.

Finalmente, se definieron en el primer trimestre de 1968 unos requisitos para un misil adecuado a las siguientes misiones: superioridad aérea, policía aérea y defensa táctica, y solo parcialmente (para blancos volando a $M = 1,8$ hasta 60 000 pies) para interdicción, siempre en condiciones de ambiente apropiadas para la radiación infrarroja. Naturalmente se analizaron las amenazas probables de nuestras fuerzas aéreas y los aviones de combate disponibles. Los principales requisitos fijados fueron:

- Función del misil: interceptación de aviones enemigos por medio del misil aire-aire.
- Utilización: el misil está destinado a equipar las formaciones de la defensa aérea (F-104 G) y de la aviación táctica (F-5 A).
- Blancos: avión del mismo tipo que el lanzador (F-104 y F-5), bombardero de alta cota ($M = 1,5$) y caza-bombardero de cota media ($M = 1,5$).
- Sector de ataque: todo sector.
- Tipo de detección: infrarroja.
- Distancia máxima de tiro por atrás:
 - Baja cota: 2,5 km
 - Cota media: 3,5 km
 - Alta cota: 10 km
- Maniobrabilidad del blanco: 4 «g» entre 0 y 30 000 ft. De 4 a 1 «g» entre 30 000 y 60 000 ft.
- Sistema de guiado: navegación proporcional.
- Dominio de tiro: entre 0 y 60 000 ft para $0,6 < M < 2$.
- Tipo de misión: duración máxima: 1 h 45 m.
- Peso máximo: 100 kg.
- Programa industrial: comienzo de serie: 1973.
- Número de misiles previsto: entre 1225 y 2775.
- Precio de serie: inferior a 2 Mpta [278 k€-act].

Anteproyecto, Planificación y Presupuesto

Durante 1968 se realizó la Fase tercera del Programa, en la que, una vez conocidos los requisitos básicos del misil, se revisó y amplió el Anteproyecto en función de aquellos.

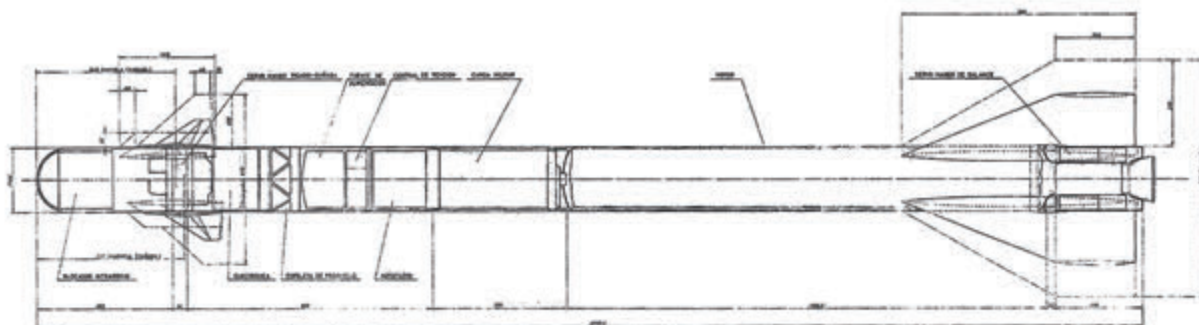
Nuevamente el personal INTA ya indicado anteriormente se desplazó a Matra para efectuar ese trabajo, en adición a las actividades que llevaba a cabo en España. Los resultados técnicos obtenidos se presentan en siguientes apartados.

La planificación cubría cuatro años para el desarrollo y ensayos de tiro del misil, y dos años para la fabricación y lanzamiento de una serie de 20 para evaluación operativa, siendo del orden de 1180 Mpta [163 M€-act] el presupuesto total. El coste de la primera fase de cuatro años era de 880 Mpta, y la segunda, de evaluación operativa, implicaba 300 millones de pesetas adicionales.

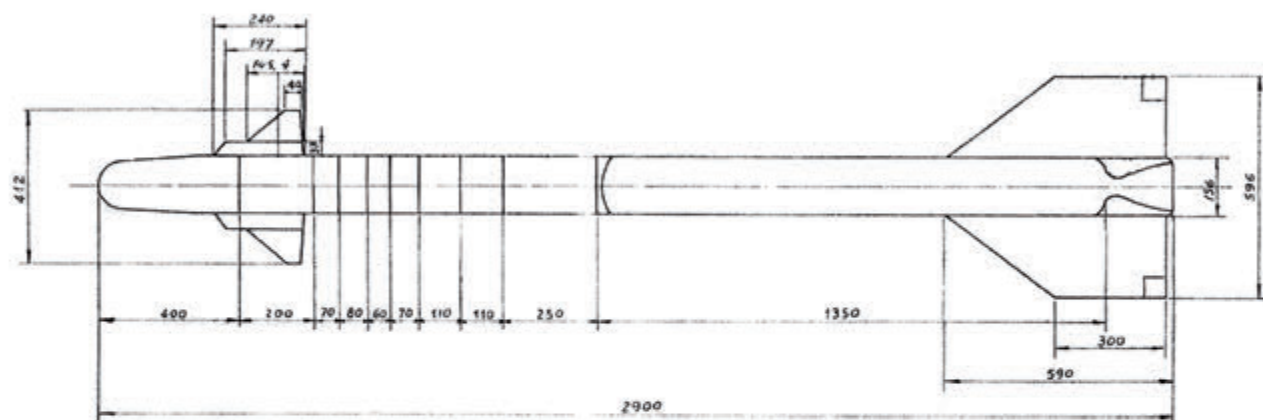
Los costes en 1967 habían representado 1,0 Mpta [139 k€-act] para trabajos extraordinarios del INTA y 1,0 Mpta para la colaboración de Matra. En 1968, fueron 1,0 Mpta [132 k€-act] para el INTA y 1,5 Mpta [198 k€-act] para Matra.

El misil

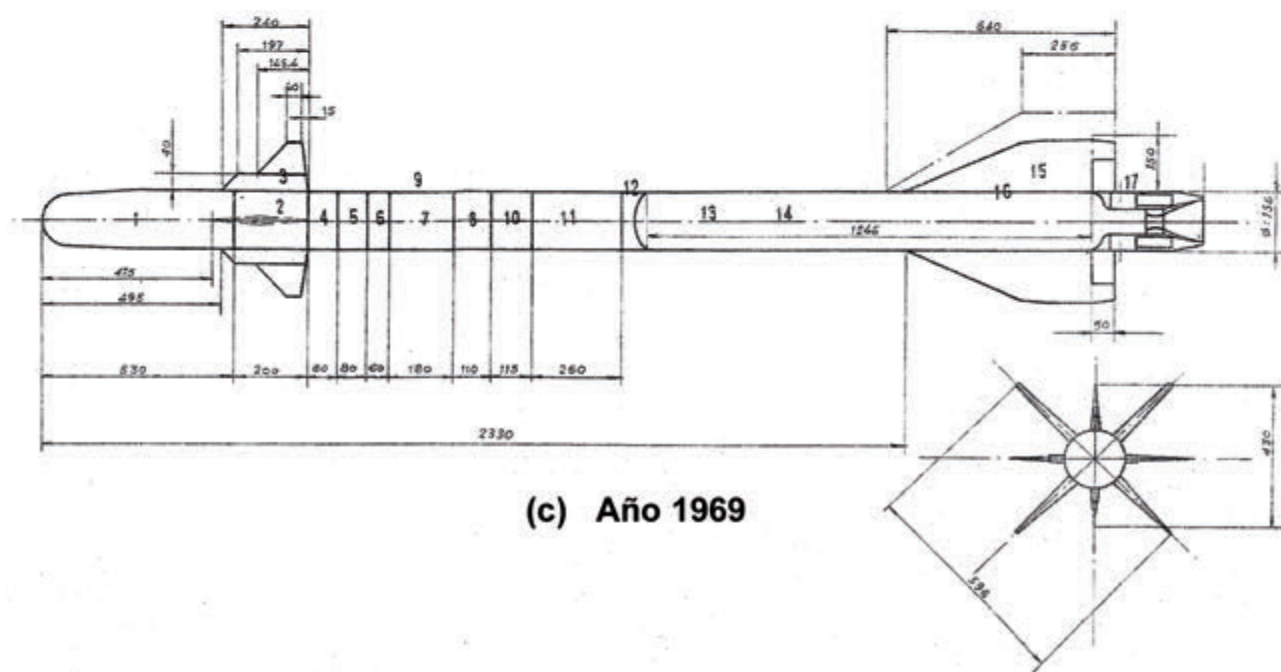
Durante 1967, en los estudios efectuados por el equipo del INTA en Matra, ya se elaboró un primer diseño conceptual del misil, que serviría para proporcionar datos de apoyo para el establecimiento de los requisitos. Después de que estos fueran definidos



(a) Año 1967



(b) Año 1968



(c) Año 1969

Fig. 3.1. Diseños sucesivos del *Banderilla* (1967/69). ■



por el Ejército del Aire, en marzo de 1968, se realizó un segundo diseño modificando el anterior y, finalmente, se terminó el último en diciembre de 1969. Los tres se presentan en las Fig. 3.1 a, b y c respectivamente.

Diseño general. Ojiva

Una diferencia que se observa entre la Fig. 3.1.a y la Fig. 3.1.b es el perfil de la ojiva. En la primera es una semiesfera tangente al cilindro del misil. Esta disposición maximiza el área de entrada de energía IR, lo que se traduce en máximo alcance de detección pero, por otro lado, presenta una desventaja importante para el alcance del misil por las grandes pérdidas debidas a la resistencia aerodinámica. En las Fig. 3.1b y 3.1c se presentan unas ojivas también con una proa esférica, pero de menor sección y que se conectan por medio de un perfil suave a la parte frontal del cilindro, lo cual disminuye drásticamente la resistencia aerodinámica, aumentando el alcance. Esta fue la solución que se adoptó después de un cuidadoso estudio de misiones operativas probables. Asimismo, el coste tiene una influencia importante en la elección del perfil de acuerdo; en la Fig. 3.2 se muestra un diseño con perfil troncocónico, cuyas características, si bien algo menores que las de los circulares, parabólicos u optimizados, se compensarían por el muy inferior precio de fabricación.

Controles doble-delta

Otra diferencia entre la Fig. 3.1.a y la Fig. 3.1.b proviene del requerimiento de lanzamiento en régimen subsónico bajo. Eso implicaba que los pares de charnela, en esas condiciones, no superasen los máximos admisibles en supersónico, para no sobredimensionar los motores de los actuadores. Esto se consiguió con un diseño doble-delta de los alerones, que reducía la excursión del centro de presión en subsónico y supersónico, lo cual, a su vez, disminuía el brazo de charnela y, por tanto, los momentos no aumentaban excesivamente al cambiar el régimen de vuelo.

¿«Rolerones» o alerones?

En los misiles *canard* ocurre que cualquier intento de control en balanceo con los alerones resulta infructuoso, debido a la presencia de un par del mismo orden y sentido contrario en las alas, originado por la deflexión de la estela de los primeros. Por tanto, la solución más directa es acudir a alerones en las alas para esa función.

Ahora bien, en muchos de estos misiles no se precisa un control del ángulo de balanceo, sino únicamente mantener la velocidad de balanceo por debajo de un cierto límite. Para conseguir esto, el *Sidewinder*, como en otros misiles de ese tipo, incorpora en las alas unos dispositivos denomi-

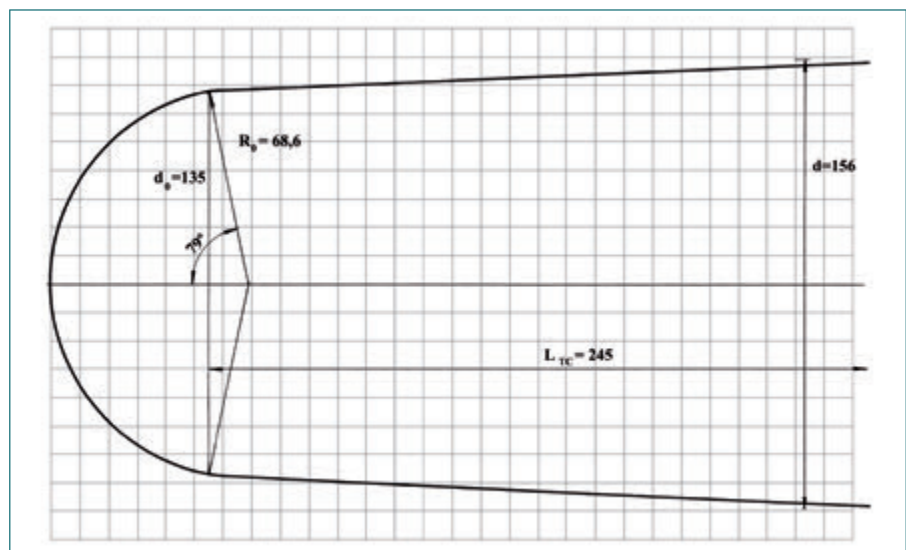


Fig. 3.2. Estudio de perfil troncocónico para la proa del *Banderilla*. ■

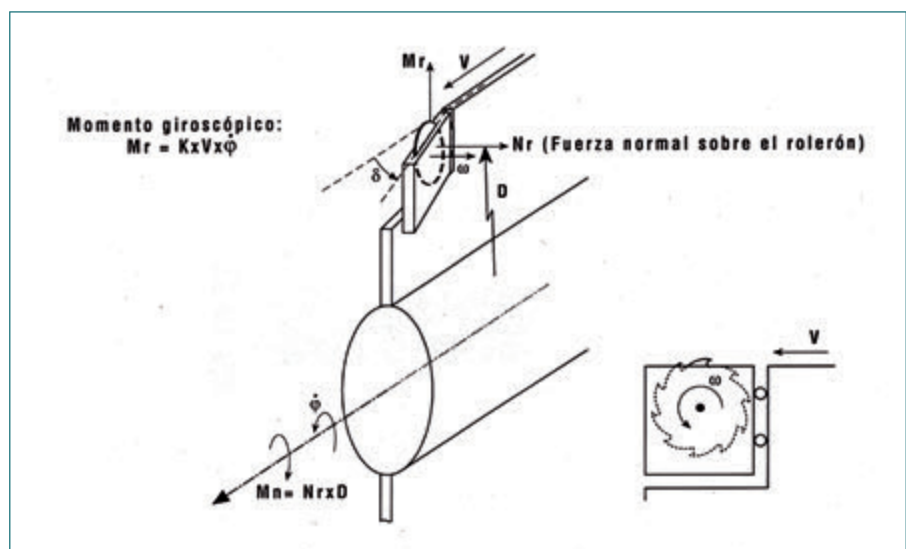


Fig. 3.3. Esquema del «rolerón». ■

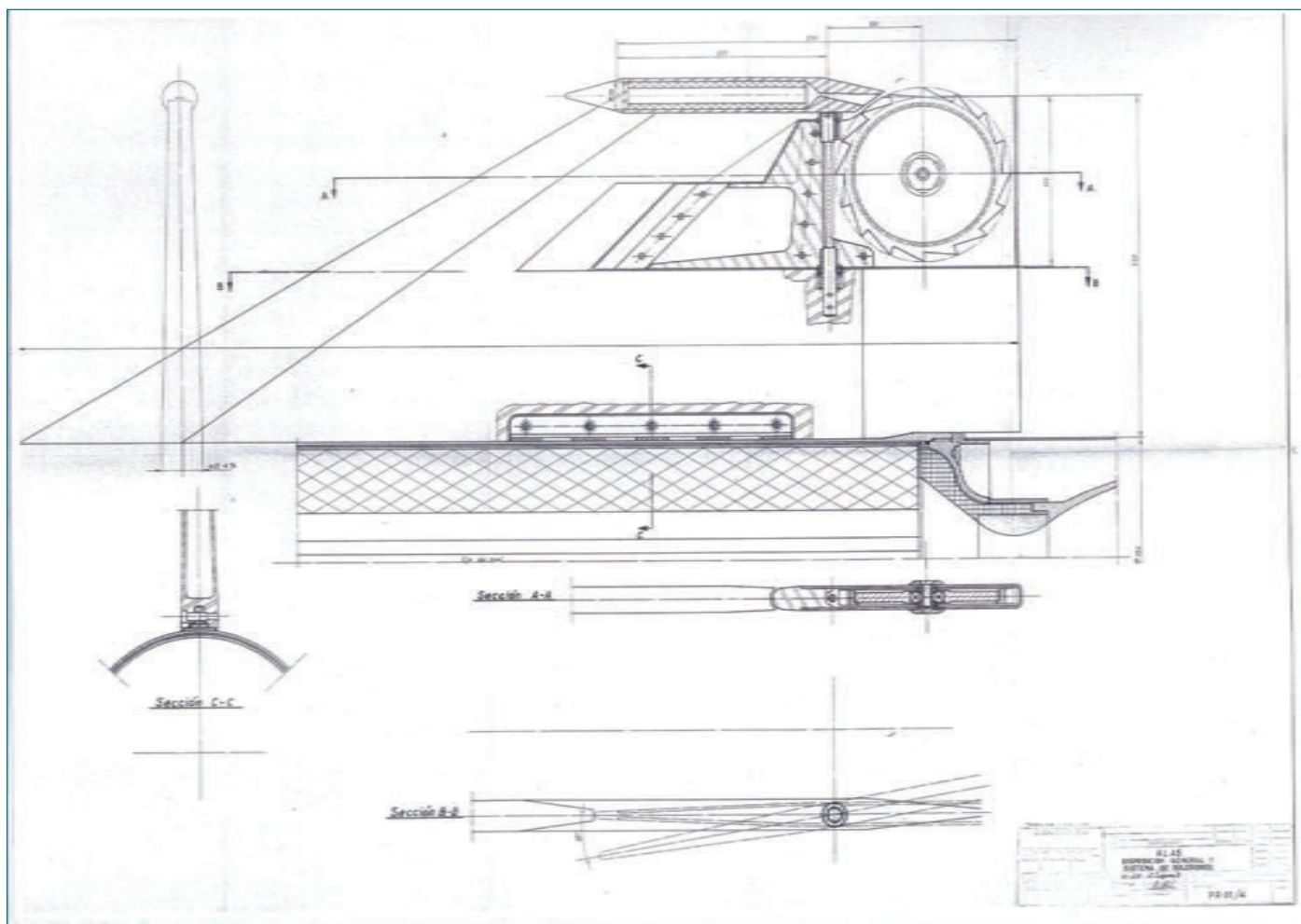


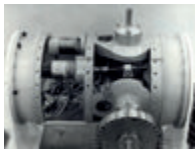
Fig. 3.4. Plano de los «roleros».■

nados «roleros». Como se observa en la Fig. 3.3, con este dispositivo se consigue, por el efecto giroscópico de una rueda dentada girando por la acción del flujo de aire, la deflexión de unas pequeñas superficies aerodinámicas en las alas, las cuales provocan pares aerodinámicos de balanceo que automáticamente limitan esa velocidad angular.

Como se puede observar en la Fig. 3.1a, primeramente se contempló la utilización de alerones en el *Banderilla*, pasándose después a la solución con «roleros», Fig. 3.1b; sin embargo, resultando su efectividad un tanto marginal, en el último diseño, Fig. 3.1c, se volvieron a introducir alerones. Naturalmente, la deflexión de estos alerones exigía unos motores que debían situarse en el fuselaje de cola. Para ello fue preciso reservar un volumen libre separando el divergente del convergente de la tobera mediante una prolongación en la garganta (*blast pipe*). Es claro que esta configuración era bastante más complicada que la de los «roleros» y solo se habría utilizado si al final hubiese resultado totalmente necesaria. De hecho, en los estudios con «roleros» se había avanzado bastante, como se presenta en el plano de la Fig. 3.4. En ella se puede apreciar la instalación de pequeños motores cohete para lanzar inicialmente el giro de las ruedas de los «roleros» para que resultasen efectivos desde el primer instante. La rotación se mantendría a alta velocidad por efecto aerodinámico.

Posición relativa entre alas y controles: «interdígita» o «en línea»

La posición interdígita alas-contrales que aparece en la Fig. 3.1c resultó del siguiente análisis. Como veremos, para aumentar el dominio de tiro a zonas totalmente laterales e incluso algo delanteras del avión blanco (ver tercer dominio de la Fig. 3.15), es preciso disminuir la magnitud de la maniobra que exigen los lanzamientos con el misil apuntando al blanco. Para ello, el avión



lanzador debe estar equipado con un radar de tiro y un sistema electrónico que esclavice el buscador del misil al radar antes del lanzamiento. Así se puede tirar avanzando la dirección del disparo mientras que el buscador se mantiene mirando más o menos lateralmente al blanco (esto se denomina «preposicionamiento»), lo que disminuye de forma muy importante las exigencias de maniobra del misil durante su vuelo.

Ahora bien, los ejes de control de un misil cruciforme «en línea» forman 45° con los del avión lanzador, en picado y guiñada, antes del disparo (por exigencias de la utilización de un raíl sobre el que se desliza el misil como se aprecia en la Fig. 3.5). Para enviar órdenes de esclavizado desde el radar al misil, el sistema electrónico mencionado debe realizar una transformación de las coordenadas del avión a las del misil. Esto último implicaba entonces una dificultad suficientemente importante como para que los franceses propusieran, al final de la fase de anteproyecto, girar 45° los controles respecto de las alas, quedando en una posición «interdígita» y paralelos a los ejes del avión, con lo que el sistema electrónico del avión se simplificaba considerablemente.

Sin embargo, el equipo español mostró que si se hacía esa modificación se perdería un importante porcentaje de las actuaciones del misil. El motivo era que en la posición interdígita las alas se salían de la estela de los controles, por lo que se incrementaría la sustentación y el misil, haciéndose más estable y por lo tanto menos maniobrable. Pero además, conforme aumentase el ángulo de ataque, las alas entrarían en la estela, perdiendo ahora sustentación, con lo que el misil tendería a hacerse inestable, precisamente, en las condiciones más desfavorables (ángulos de ataque cerca de la pérdida). Este «comportamiento vicioso» del misil no habría sido fácil de manejar. Naturalmente, si el proyecto del *Banderilla* hubiese continuado, esta modificación no se habría introducido; pero el repaso de estos análisis aclara bastante las ideas que entonces tenía el fabricante de la electrónica del avión para tratar estos temas, aún no muy evolucionados en esa época.

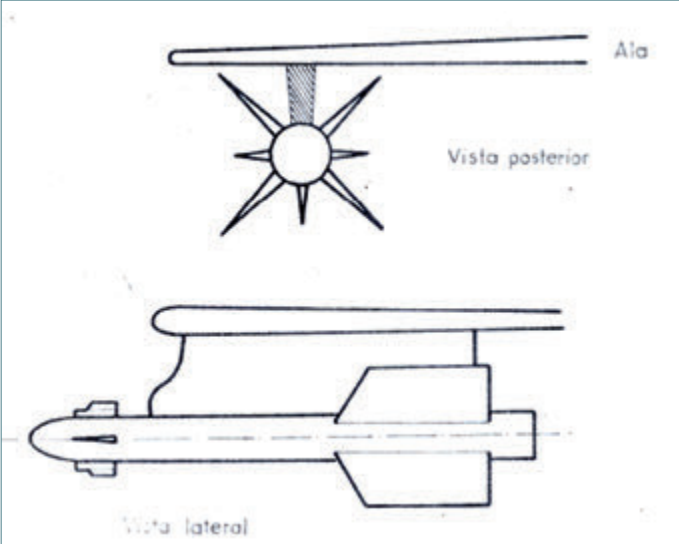


Fig. 3.5. Posición «interdígita» de alas y controles en el lanzador. ■

Características Generales del Misil

Las características generales del misil se presentan a continuación:

- Misil aire-aire de corto alcance todo sector, con guiado IR y control «canard»
- Características geométricas y máxicas

– Diámetro	156 mm
– Longitud	3210 mm
– Envergadura alas	596 mm
– Envergadura controles	412 mm
– Peso lleno	97,5 kg
– Peso vacío (fin combustión)	69,5 kg
- Motor

– Propulsante compuesto	
– Una etapa	
– Empuje a 18 000 m	1800 kg
– Tiempo de combustión	3,5 s
- Actuaciones

– Máxima distancia típica disparo a 18 000 m altura	10 000 m
– Máxima distancia típica disparo a 6000 m altura	4000 m
– Máxima distancia típica disparo a nivel mar	2500 m
- Aceleración axial de lanzamiento
- Máxima maniobra lateral

Estas son las características correspondientes a la configuración «interdígita», pudiendo estimarse en un 15-20% inferiores (alcances y maniobra) a las del misil con controles y alas «en línea».

Resistencia aerodinámica y trayectorias

Como se ha indicado, la resistencia aerodinámica de estos misiles con proa esférica es relativamente alta, incluso disminuyendo la sección de entrada de la radiación respecto a la del cilindro del fuselaje. Así se obtuvo en este misil un coeficiente de resistencia máximo a nivel del mar de valor $C_{Dmax}=1,0$ (propulsado) y $C_{Dmax}=1,2$ (sin propulsar), donde la diferencia entre los dos se debe a la mayor resistencia del segundo por los torbellinos de cola que se crean cuando no hay combustión y que no aparecen cuando existe el chorro de gases. Este coeficiente aumenta con la altura en un orden del 3 al 4% cada 10 000 m.

Si comparamos con un cohete de sondeo, el INTA-255 por ejemplo, aunque este tenga más resistencia de fricción por tener mayor superficie cilíndrica exterior, su valor disminuye drásticamente por la forma de la ojiva y la carencia de alas, resultando a nivel del mar $C_{Dmax}=0,54$ (propulsado) y $C_{Dmax}=0,57$ (sin propulsar), incrementándose con la altura en una proporción algo superior a la del *Banderilla*. En ambos vehículos se ha tomado como área de referencia la de la sección frontal máxima del fuselaje.

En la Fig. 3.6 se presentan algunas trayectorias representativas con lanzamiento horizontal a una altura $Z=12\ 000$ m. Se aprecia el alto número de Mach que se alcanzaba al fin de la combustión. Esas velocidades tan elevadas, innecesarias en este caso, provocaban unas fuertes pérdidas indeseables a causa de la resistencia aerodinámica. Sin embargo, era el precio de utilizar un motor cohete con un grano que proporcionaba un solo escalón de empuje. Aunque todavía no se disponía en España de la tecnología para realizar motores con dos escalones de empuje que suavizaran las velocidades máximas, se comenzaron con este misil los primeros estudios para este propósito, que los franceses llevarían a la práctica en su misil Matra R-550 *Magic* que, en buena medida, se puede considerar el sucesor del inacabado *Banderilla*.

Maniobrabilidad

En la Fig. 3.7 se presenta un «diagrama de maniobra» del misil para vuelo después de la combustión. Se muestran las limitaciones impuestas por distintas variables de vuelo. Es interesante resaltar la impuesta en subsónico por el par de charnela máximo sobre los controles. Este diagrama corresponde a la primera fase del estudio (Fig. 3.1a) y fue la anterior limitación la que obligó a realizar el diseño doble-delta de los controles (Fig. 3.1b y 3.1c) ya mencionado.

Se comenzó también el análisis de otra posible solución al anterior problema utilizando un control irreversible. Eso permitía que este fuese inestable alguna vez, por lo que se podría reducir el brazo de charnela, y con ello el máximo par requerido.

Se abandonó por las dificultades prácticas que introducía en comparación con la elección de una forma en planta adecuada.

Autodirector

El autodirector ocupa la proa y parte delantera y su función esencial es elaborar las órdenes de picado y guiñada al autopiloto, para que este, a su vez, genere las entradas adecuadas a los servomotores de los controles a fin de que se efectúen las maniobras que dirijan el misil al blanco.

Este misil está dotado de un «guiado proporcional», lo que significa, en su forma básica, que durante el vuelo del misil, «la velocidad angular del vector velocidad debe ser proporcional a la de la línea de mira».

Teniendo en cuenta la nomenclatura de la situación de ataque de la Fig. 3.8, la anterior definición del guiado proporcional equivale a:

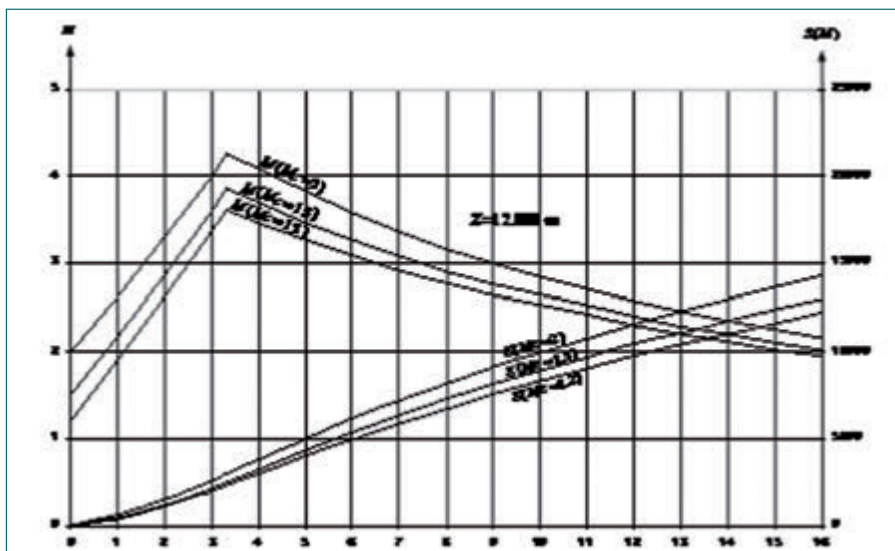


Fig. 3.6. Trayectorias del *Banderilla* a $z = 12\ 000$ m. ■

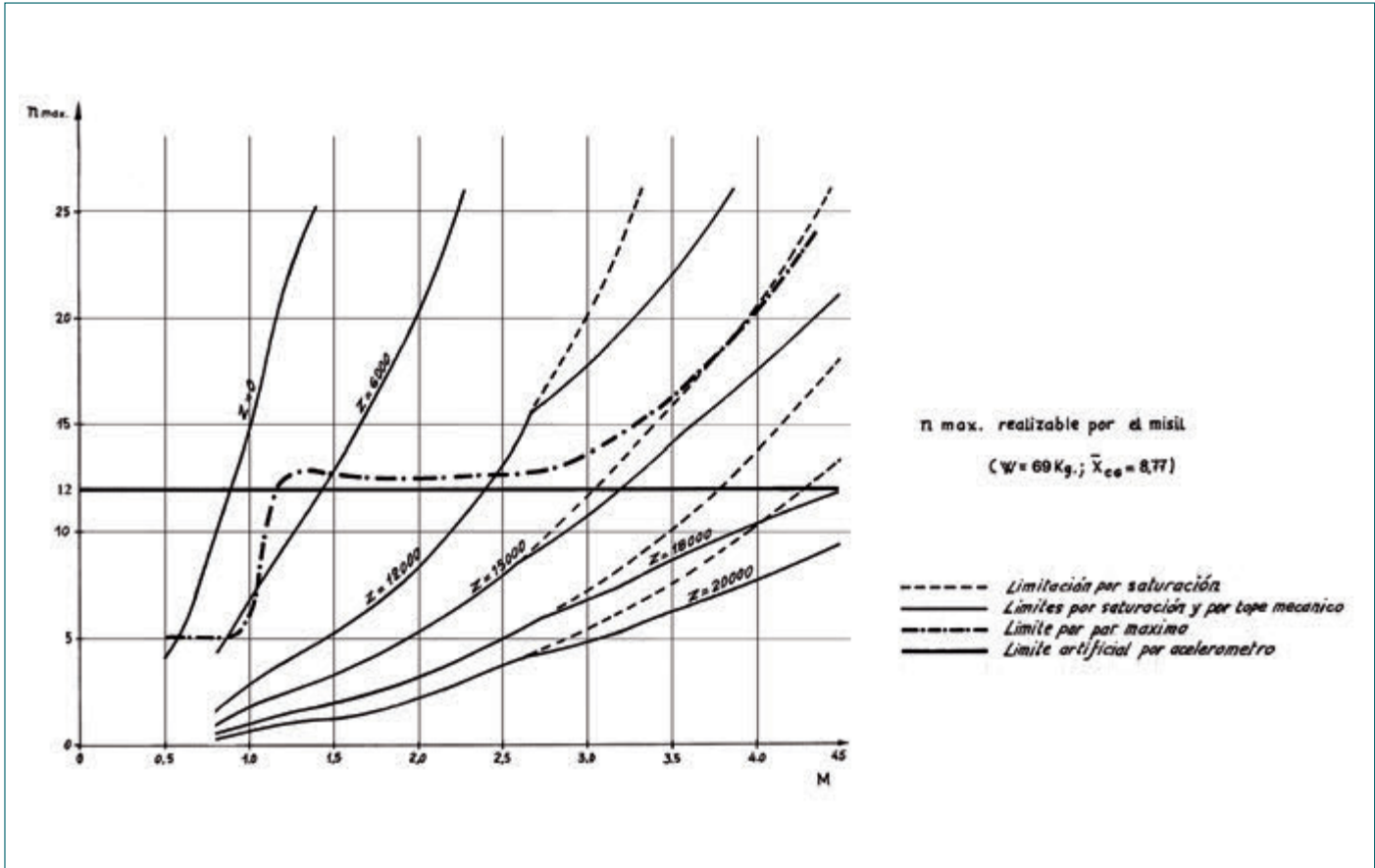


Fig. 3.7. Diagrama de maniobra del Banderilla después de la combustión. ■

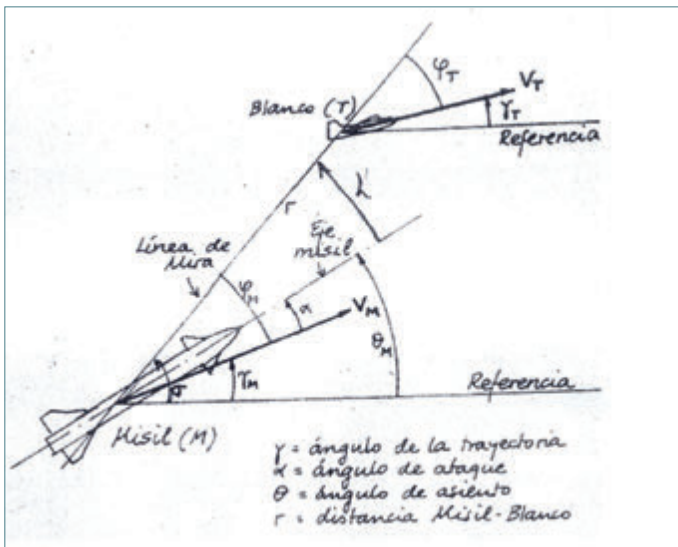


Fig. 3.8. Situación de ataque del misil. ■

respondía al esquema de la Fig. 3.9, que mediante un telescopio Cassegrain concentraba la radiación IR, recibida a través de la cúpula de la proa, en el sensor IR.

$$\dot{\gamma}_M = a\ddot{\alpha} \quad [3.1]$$

Donde a es el factor de proporcionalidad.

Si V_M es la velocidad del misil y n el factor de carga resulta:

$$n = \dot{\gamma}_M V_M / g = (a V_M / g) \ddot{\alpha} \quad [3.2]$$

Es decir, la maniobra del misil debe ser proporcional a $\ddot{\alpha}$, velocidad angular de la línea de mira.

Dentro del autodirector, la variable $\ddot{\alpha}$ se determina a través del «seguidor», y la orden para obtener n se genera por medio de la «electrónica de guiado». Esta orden se aplica físicamente a los controles aerodinámicos por medio del «autopiloto» y los «servomotores», también formando parte del autodirector.

Seguidor

El seguidor es un dispositivo móvil dentro de la cabeza del misil, que de una forma continua trata de mantener su eje dirigido hacia el blanco, de modo que si con unos potenciómetros se mide la velocidad de giro de ese eje, se pueda obtener $\ddot{\alpha}$.

Ello se realiza con un sistema óptico, que en el Banderilla

Delante del sensor se encuentra el modulador que, en su forma básica, consiste en un disco que incorpora en un semicírculo, de forma alternativa, sectores transparentes y no transparentes a la radiación, mientras que el otro semicírculo es un área semitransparente (Fig. 3.10a). La dirección de la visual al blanco estará dada por la posición de su imagen sobre el sensor después de atravesar el modulador. En la práctica se introducen modificaciones al dibujo básico para diferenciar y desechar blancos extensos como las nubes. Para el *Banderilla*, se adoptó una configuración de tipo «damero» como se presenta en la Fig. 3.10b.

Si el modulador gira a alta velocidad, la radiación que le atraviesa e incide sobre el sensor dará lugar a que la salida eléctrica tenga una forma del tipo de la Fig. 3.11, donde la altura (voltaje) de los pulsos es menor cuanto más cercana esté la imagen del blanco al eje del seguidor, pues la cantidad de radiación interceptada es menor. La posición angular en el plano del sensor alrededor del eje, indicada como ξ , se determina a través de la medida de la duración de la señal continua hasta la imagen del blanco desde un punto de referencia del modulador. Con estas dos coordenadas de la imagen, distancia al centro y posición angular, se deduce el ángulo ε entre la dirección al blanco y el eje del seguidor.

Otro concepto para el modulador que se estudió durante el proyecto fue el denominado «bifrecuencia». Básicamente se diferencia del anterior en que ahora los dos semicírculos son de tipo «damero», pero en uno, los sectores radiales tienen una amplitud angular distinta de los del otro. En consecuencia, la frecuencia de pulsos de salida es diferente según el semicírculo sobre el que incida la radiación. La distancia al centro vendrá determinada por la amplitud, similarmente al primer concepto, pero la posición angular sería dada por relaciones entre el número de pulsos en una u otra frecuencia. En el caso del *Banderilla*, uno de los semicírculos contenía sectores radiales

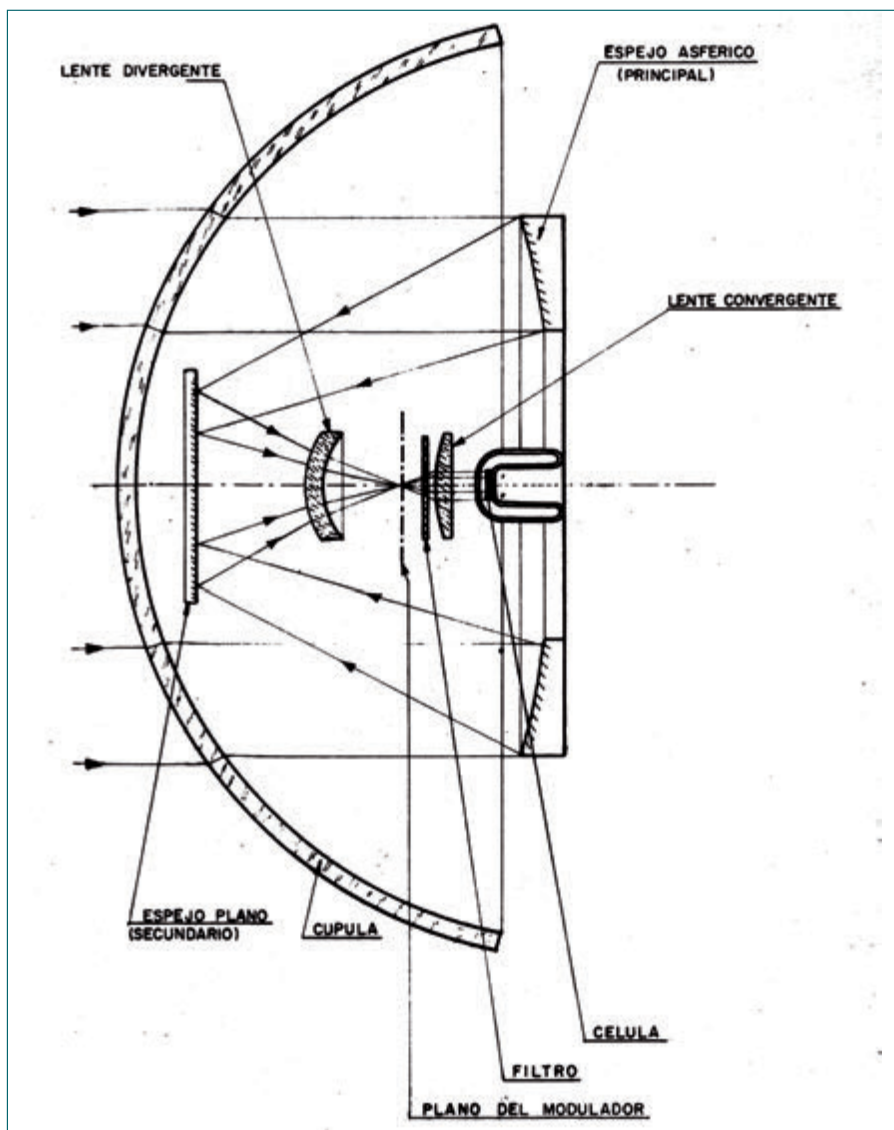


Fig. 3.9. Sistema óptico del *Banderilla*. ■

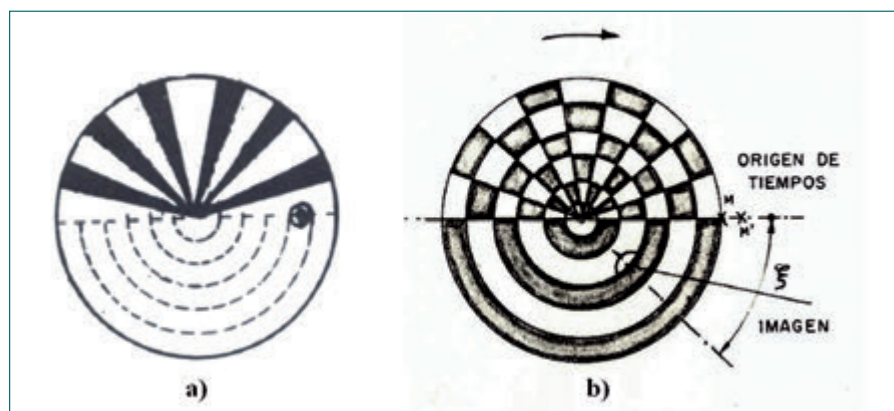


Fig. 3.10. Concepto básico y adoptado para el modulador óptico del *Banderilla*. ■

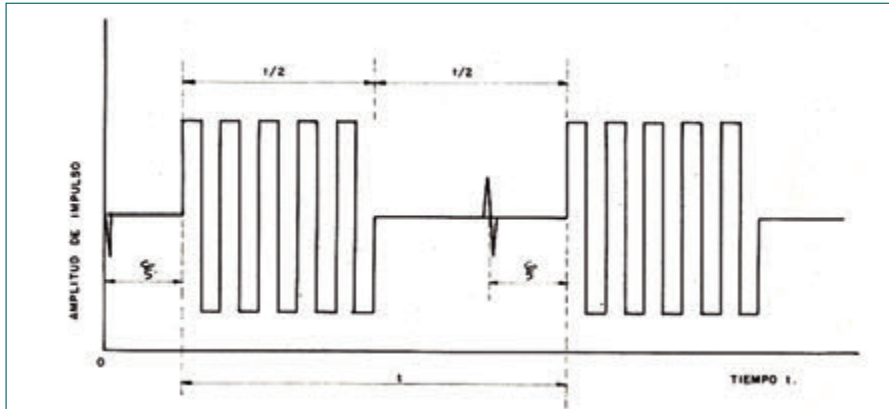
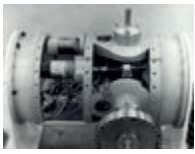


Fig. 3.11. Salida del Sensor. ■

la información sobre la posición de la imagen sobre el sensor directamente muevan continuamente el sistema óptico para dirigir su eje hacia el blanco. Esta solución tiene el inconveniente de que al estar las bieletas unidas al misil, la velocidad angular que mediríamos no sería la referida a unos ejes fijos inerciales, sino la referida al eje del misil (Fig. 3.8), es decir:

$$\dot{\gamma} = \dot{\sigma} - \dot{\theta}_M \quad [3.3]$$

Este problema se puede solucionar midiendo con unos giróscopos de velocidad la $\dot{\theta}_M$ del misil desde el momento del lanzamiento y sumándosela continuamente a la $\dot{\lambda}$ del seguidor.

Este método tiene el inconveniente principal de los retardos y errores que implica la utilización de varios sensores; aunque puede ser necesario en misiles de tamaño importante. Para los más pequeños se utiliza una segunda solución que llamamos «giroscópica». Esta, ya desarrollada para el AIM9-B *Sidewinder* por el Naval Research Laboratory, es la que se empleó en el *Banderilla*.

Ahora al «seguidor» se le denomina «cabeza giroscópica», la cual está formada básicamente por el conjunto óptico rigidizado mecánicamente, al que se le hace girar alrededor de su eje a alta velocidad, pero provisto de una unión universal que le permiten deflexiones en picado y guiñada. De hecho, dicho conjunto constituye el rotor de un giróscopo, de manera que, si se le somete a unos pares según una dirección, precesionará con una velocidad angular respecto a ejes inerciales. Esta es la propiedad que se utilizaba en el *Banderilla* para obtener la velocidad inercial de giro de la línea de mira. Ahora los pares se aplican con bieletas, pero en una dirección tal que la velocidad de precesión resulte en la dirección adecuada para anular el error ε .

En el *Banderilla*, la cabeza giroscópica gira axialmente a 200 rps (que será también la velocidad del modulador integrado en ella), precesiona con una velocidad máxima de 14°/s, tiene una deflexión máxima de $\pm 30^\circ$ y el telescopio cubre un campo de visión de $\pm 1,3^\circ$.

El sensor IR es de InSb, que detecta las bandas de 3 μm a 4,2 μm , precisando una refrigeración por chorros de nitrógeno líquido a 77 K. Como se aprecia en la Fig. 3.9 está situado en el interior de un vaso Dewar para conservar en la célula la cantidad de nitrógeno líquido suficiente para mantener la baja temperatura después del lanzamiento, por si falla el sistema de refrigeración en vuelo. Esta se efectúa por eyecciones de nitrógeno líquido sobre el vaso provenientes de un depósito situado tras el detector. Este depósito, también tipo Dewar, tiene un volumen de 1.5 l y permite que después de 12 horas de almacenamiento se pueda refrigerar el sensor en menos de 30 s, manteniéndose en frío durante 4 min. Este ciclo de utilización puede efectuarse una segunda vez, en caso de que la primera vez se decida no lanzar el misil.

Electrónica de guiado

El otro componente del autodirector es la electrónica de guiado. Actualmente esta función estaría incluida dentro del ordenador general de a bordo, pero no en aquella época, cuando el uso en vuelo de la electrónica digital era mínimo, y los procesos lógicos y de cálculo de control se realizaban analógicamente en el mismo lugar donde se requerían sus resultados.

Son tres las principales funciones de esta electrónica:

– Búsqueda y/o preposicionamiento

Antes del lanzamiento se puede ordenar una ley espiral de movimiento del sistema óptico hasta detectar y bloquearse sobre el blanco, o recibir y acondicionar las señales procedentes del radar del avión para esclavizar la dirección del seguidor al mismo y efectuar lanzamientos sin apuntar al blanco.

– Control del seguidor

A partir de las informaciones sobre la dirección de la línea de mira, se elaboran las órdenes a los motores que alinean el seguidor con la misma, bien sea de forma directa o por el proceso giroscópico ya explicado.

Como se ha visto, con el modulador se obtiene la distancia al centro y la posición angular en el plano de la imagen del blanco en el sensor. El control del seguidor debe tratar de anular esa distancia al centro. Esto puede hacerse de una forma «lineal», creando órdenes para los motores proporcionales, y de signo contrario, a esa distancia. Este proceso en la práctica es bastante complicado, puede conducir a inestabilidades y no es muy rápido.

En el *Banderilla* se estudió una solución «todo-nada» en la que la orden que se daba a los motores era la máxima para acercar la imagen al centro, independientemente del valor de esa distancia. Por tanto, la medición de esta no era necesaria ni se calculaba, solo se empleaba la posición angular en el plano del sensor. Para esta utilización, entre los conceptos de modulador analizados, se comenzó a advertir que parecía resultar más conveniente el de modulador «bifrecuencia» presentado anteriormente.

– Ordenes al autopiloto

Conocido $\dot{\alpha}$ se trata ahora de implementar la ley de guiado proporcional dada en [3.1] y [3.2]. Básicamente, en el buscador lo que se hace es elaborar una orden de maniobra válida para el autopiloto proporcional a $\dot{\alpha}$; es decir, $v_1 = n$, estando n dada por [3.2]. Naturalmente, la aparente sencillez de la anterior expresión no representa toda la complejidad inherente a un sistema real, con retardos de tiempo, control «todo-nada», errores, etc.

Autopiloto

Ahora será el autopiloto el responsable de obligar al misil a realizar una maniobra lo más próxima posible a v_1 . Esa función se puede ejecutar de muchas formas. Se estudiaron algunas de ellas como el «pilotaje en posición» y el «pilotaje todo-nada».

Con el primero se utilizan las relaciones que se deben conocer entre la deflexión de los controles y la maniobra que producen, con el fin de ordenar las deflexiones que correspondan a v_1 . Indudablemente son necesarios retornos de la posición real de los controles y, también de la maniobra ejecutada. No se veían buenos resultados y se decidió desarrollar la segunda opción.

Se estableció un retorno acelerométrico por el que se tenía una medida continua del factor de carga que se estaba realizando, n_m . Se comparaba este valor con la orden recibida del autodirector v_1 y según fuese el signo de la «función de conmutación» $C_1 = v_1 - n_m$ se ordenaba en uno u otro sentido un par a los servomotores de los controles siempre al mismo voltaje nominal.

Este control, relativamente simple, generaba inestabilidades en ciertos casos, por lo que se añadió un segundo retorno «girométrico». Con este se medía la velocidad angular de misil $\dot{\theta}_M$ que se introducía en la «función de conmutación» en la forma:

$$C_1 = v_1 - n_m - K \dot{\theta}_M H(s) \quad [3.4]$$

Donde $H(s)$ es una red correctora y K un parámetro variable a lo largo del vuelo.

Para realizar estas operaciones físicamente se consideraron los acelerómetros Matra-328 y los girómetros (giróscopos de velocidad) Matra-327.

Servomotores

Actúan sobre los controles de picado y guiñada, deflectándolos de acuerdo con las órdenes recibidas del autopiloto. Son motores de corriente continua de imán permanente, 6 kgm de par máximo, reductora 1:280, máxima velocidad de los controles de 60%/s, máxima deflexión de $\pm 20^\circ$, y alimentación de 13,5V.

Si se decidiese la utilización de alerones en lugar de «rolerones» para control en balanceo, el motor elegido para estos sería uno de continua, excitado con bobinas, par máximo de 1,7 kgm, máxima velocidad del alerón de 75%/s, reducción 1:258, y deflexión máxima de $\pm 15^\circ$.



Central de Tensión

Esta consta de una pila y un convertidor. La pila es de plata-zinc auto-cargable proporcionando 13,5 V, que se alcanzan 0,5 s después del encendido del impulsor de auto-carga. Este es un pirotécnico que al actuar rompe el contenedor del electrolito (KOH) que se vierte sobre las placas. Está provista de un sistema de calefacción eléctrico alimentado desde el avión.

El convertidor genera las tensiones de uso a partir de los 13.5 V no regulados de la pila. Estas son:

- Corriente alterna bifásica, 27 V, 400 V.
- Corriente alterna monofásica, 40 V, 2600 Hz.
- Continua ± 20 V.

Espoletas de proximidad e impacto

La espoleta de proximidad es de detección infrarroja del blanco con célula de InSb sensible entre $4,2 \mu\text{m}$ y $6 \mu\text{m}$ (gases del chorro y exterior del blanco) y refrigerada hasta -30°C por medio de evaporación de amoníaco. El sistema de refrigeración comienza 0,3 s antes de la salida del misil y la refrigeración es efectiva durante el vuelo hasta por lo menos 20 s.

Dispone de dos tipos de sistemas ópticos: uno para detección, discriminando la radiación solar; y otro sensible al blanco, para iniciación de la carga. Se utilizan cuatro unidades de cada tipo donde cada una de ellas cubre un espacio de 90° alrededor del eje del misil. Su sensibilidad alcanzaba hasta 8 m de distancia.

La espoleta de impacto, situada entre la carga militar y el motor cohete, inicia su circuito detonante cuando ocurre la rotura mecánica de una parte del mismo, lo que origina la descarga de un condensador que provoca el encendido del iniciador eléctrico.

Carga Militar

Se estudiaron dos clases de cargas: una de fragmentación y otra de barras. El peso total es de 15 kg, de los que 7 corresponden al explosivo que es Hexolita. En las Fig. 3.12 y 3.13 se presentan los conceptos de diseño y efectos de la segunda.

Ambas disponen de un sistema de seguridad que inhibe el paso de la corriente, proveniente de alguna de las espoletas, al circuito detonador. Esto ocurre en las siguientes circunstancias:

- Motor cohete no encendido.
- Misil en la guía de lanzamiento.
- Aceleración del misil insuficiente.
- Separación insuficiente del lanzador (2 s).

Motor cohete

Era de una sola etapa con propulsante compuesto tipo Plastolane, tiempo de combustión de 3,5 s, empuje de $F = 1800 \text{ kg}$; 28 kg de peso de propulsante y presión de cámara de 90 kg/cm^2 .

Al final del proyecto se estaba considerando un motor con dos escalones de empuje, así como con otro tipo de propulsores compuestos (como polibutadieno) en desarrollo en aquellos momentos.

Dominios de Tiro

Lo verdaderamente sobresaliente de los requisitos fue exigir «ataque todo sector» utilizando el guiado con radiación infrarroja.

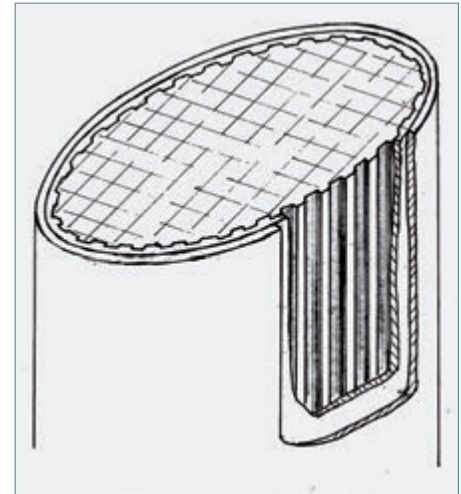


Fig. 3.12. Concepto de la carga militar de barras. ■

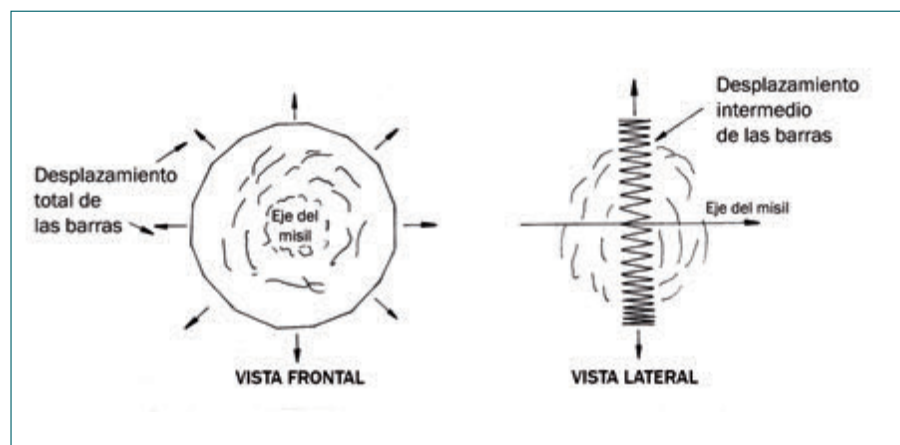


Fig. 3.13. Concepto de efectos de la carga militar de barras. ■

En aquel tiempo los misiles con detección infrarroja solo podían atacar por la cola del avión blanco, pues su sensor IR únicamente detectaba en la longitud de onda del entorno de las 3 μm , que es la de emisión de las toberas metálicas calientes de los reactores. El misil debería situarse por detrás, dentro de un ángulo de $\pm 30^\circ$ aproximadamente, para poder captar dicha radiación: este era el caso del AIM-9B *Sidewinder* de dotación en el Ejército del Aire.

El *Banderilla* implicaba un salto cualitativo en este tipo de misiles. Debería atacar «todo sector» (lateralmente además de por la cola), y para ello se contaba con la utilización de un sensor IR más moderno, que era capaz de detectar no solo la radiación de la tobera sino también la de los gases del chorro del reactor que radian en la banda de 4,5 μm . Los demás requisitos eran también algo superiores a los del *Sidewinder*, dotando con todo ello al nuevo misil de una capacidad operativa muy superior a la del modelo americano.

En la Fig. 3.14 se presenta esquemáticamente la evolución del «dominio de tiro» de un misil aire-aire guiado por IR desde los años 50 hasta la actualidad. Por «dominio de tiro» se entiende el volumen en el espacio dentro del cual el avión atacante puede lanzar el misil con alta probabilidad de éxito. Para simplificar, en esta figura se ha limitado la representación al caso bidimensional.

En el primer dominio el misil solo puede detectar la tobera, pero en el segundo puede detectar además los gases del chorro, lo que amplía el dominio lateralmente. En ambos, el misil y el lanzador apuntan al blanco en el momento del lanzamiento. En el tercer dominio el sensor es igual al del segundo, pero se puede «preposicionar» el detector, esclavizándolo al radar de a bordo de manera que no es preciso apuntar al blanco para el lanzamiento, lo que proporciona una nueva ampliación del dominio de tiro al exigirse menor maniobra al misil. En el cuarto se supone una posibilidad de funcionamiento como la del tercero, pero además el sensor IR es capaz de detectar la radiación proveniente del fuselaje del blanco, por lo que se extiende a todos los sectores de ataque alrededor del blanco.

La capacidad de tiro del *Sidewinder-B* correspondía al «dominio de tiro por la cola», que se representa en la primera imagen de la Fig. 3.14. Lo que se denominaba en aquella época capacidad «todo sector» era más bien un eufemismo que correspondía a la segunda de las imágenes representadas puesto que en realidad era un «dominio de tiro lateral», que sería el que proporcionaría el *Banderilla* en su primera aplicación. El paso al «dominio de tiro lateral-frontal», que se representa en la tercera imagen de la citada figura, se podría obtener posteriormente cuando los aviones lanzadores estuvieran provistos del adecuado radar de tiro (años 70-80), aunque el misil en sí ya estaba diseñado para esa utilización. Y finalmente, la imagen cuarta es la del «dominio todo sector» propiamente dicho, que no se habría podido alcanzar por este misil hasta los 90, y solo si se le hubiese sustituido el sensor del autodirector por otro capaz de captar la radiación IR del fuselaje del avión atacado, además de la de los gases y la tobera. El sensor que podía realizar esa operación estaba naciendo en los laboratorios en aquella época.

En el diseño del *Banderilla* de 1967, aún anterior a los requisitos oficiales, ya se contaba con esa capacidad de tiro lateral, pues era una característica que se venía exigiendo extraoficialmente casi desde el principio del programa. En la Fig. 3.15 se presentan algunos de los dominios de tiro calculados para el *Banderilla*, a tres altitudes y en condiciones diurnas y nocturnas.

Los dominios de la Fig. 3.15 corresponden a un tipo intermedio⁹ entre el segundo y el tercero de la Fig. 3.14, es decir, misil lanzado desde avión con preposicionamiento en rumbo «colisión avión», operación más sencilla, pero menos efectiva naturalmente que con rumbo «colisión misil», que es el ideal. Ambos tipos de preposicionamiento se estudiaron y diseñaron durante el proyecto para su aplicación con los aviones apropiados.

Conclusiones

Al final del anteproyecto se elaboró con Matra un plan y un presupuesto para el desarrollo total del misil en 6 años, incluyendo las unidades para ensayos en vuelo y una preserie de 20 para evaluación por el Ejército del Aire. Como ya se ha indicado, el presupuesto fue del orden de 1180 Mpta [163 M€-act]. La magnitud del coste, además de algunas discrepancias con Matra respecto a las ubicaciones de las fabricaciones y sus costes, decidió al Ejército del Aire a la no continuación del proyecto en 1970.

Quizás pudo tener también una cierta influencia en la anterior decisión el hecho de que EEUU había desarrollado en ese tiempo el modelo de AIM-9J *Sidewinder*, con capacidad «todo sector» similar al *Banderilla*. Se comenzaban ya conversaciones EEUU-EA-INTA para la cesión por Philco-Ford, fabricante del AIM-9J, de la tecnología para la transformación a este modelo del anterior AIM-9B, que era el que estaba en servicio en el Ejército del Aire. El acuerdo se formalizaría en 1972, y los trabajos se llevarían a cabo en unas nuevas instalaciones del EA, el denominado Servicio de Misiles (SERMIS), propiedad del EA y levantadas específicamente para esta operación en terrenos del INTA estando dotadas también con personal INTA hasta 1979 (Cap.5). Aunque indudablemente la conclusión del *Banderilla* hubiese sido algo extraordinario para la técnica e industria aeronáuticas

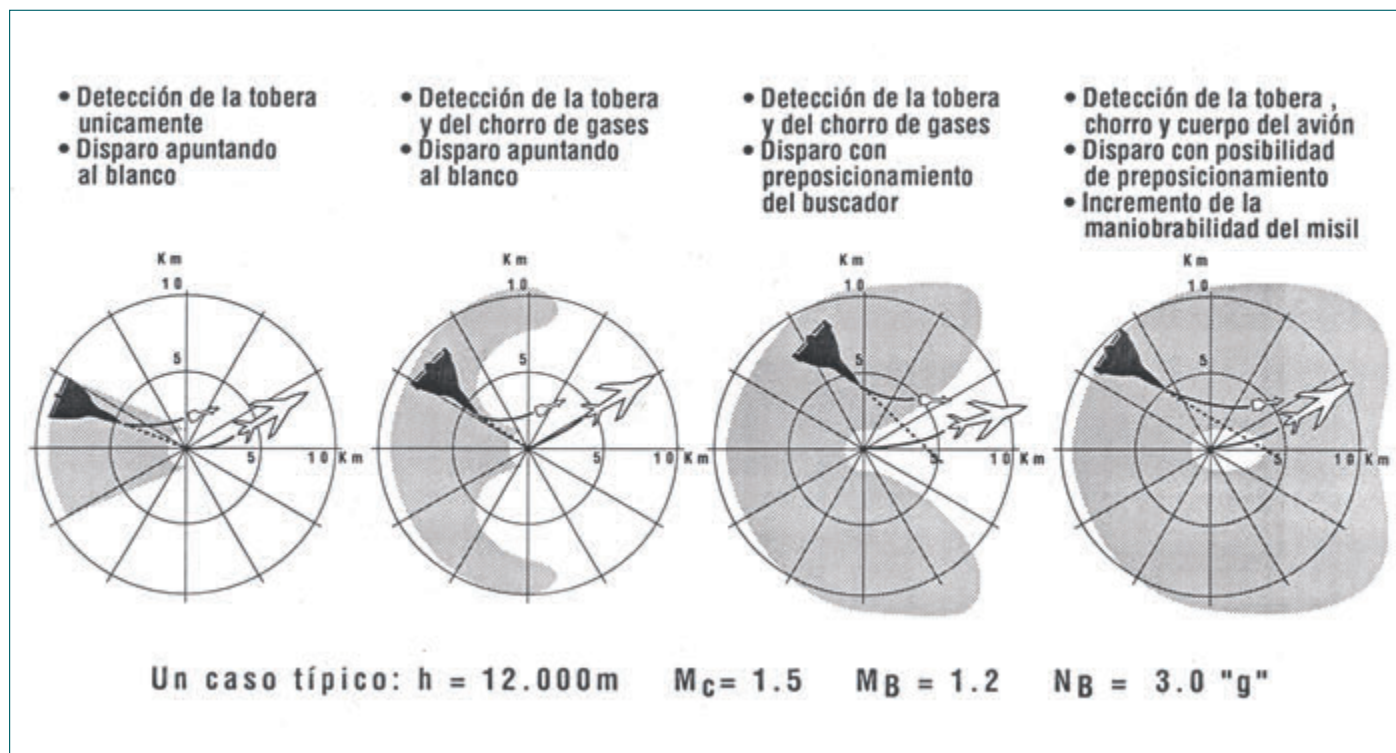


Fig. 3.14. Evolución de los «dominios de tiro» aire-aire IR. ■

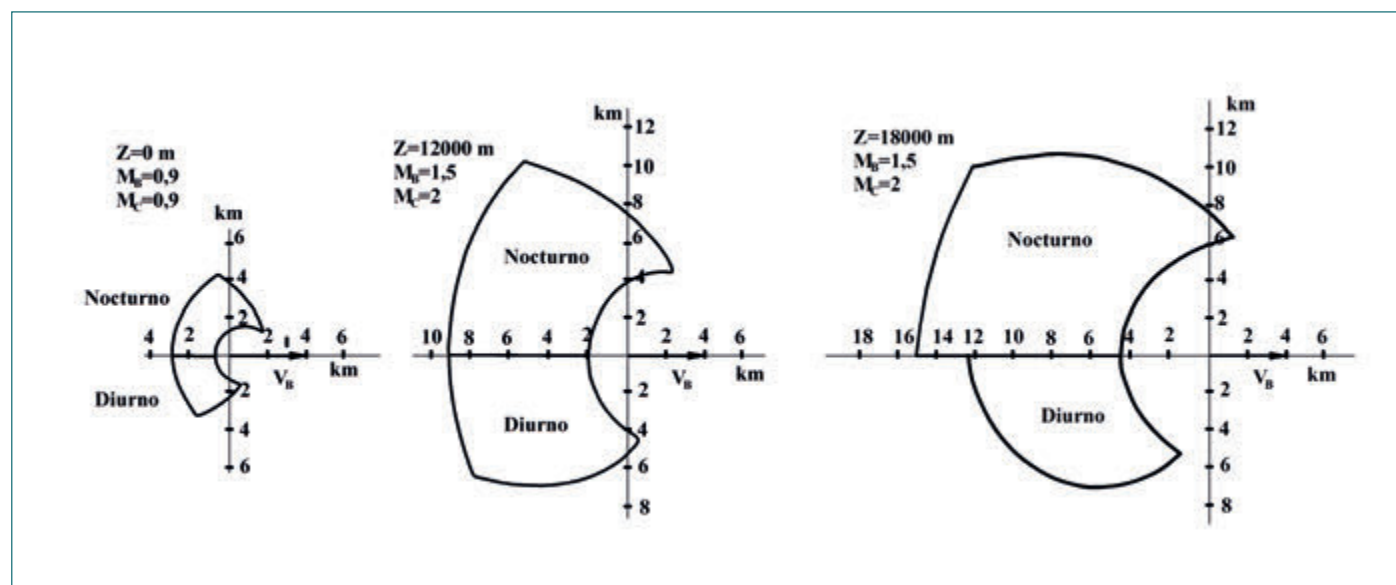


Fig. 3.15. Dominios de tiro del *Banderilla*. ■

españolas, solo con el estudio de viabilidad y el anteproyecto realizados se consiguió para el INTA una formación teórico-práctica en el tema de misiles seguramente imposible de alcanzar en esa época por otros medios. Esa formación sirvió posteriormente para otros proyectos de vehículos guiados, no solo en el Instituto sino también en la industria, que recibiría con el tiempo a algunos de los ingenieros y resultados del proyecto *Banderilla*.

Para concluir, en la Fig. 3.16 presentamos una maqueta de este misil.



Fig. 3.16. Maqueta del misil INTA-156 *Banderilla*. ■

VEHICULO GUIADO EXPERIMENTAL INTA-300G Antecedentes y características principales

En 1976, el Ejército del Aire se planteó la posibilidad de realizar un misil tierra-tierra de 400 km de alcance. Los estudios iniciales fueron encargados al INTA y la consecuencia inmediata de los mismos fue que en España se contaba ya con la mayoría de las tecnologías necesarias, pero se carecía de experiencia en los sistemas de guiado inercial de alta precisión que requería en aquella época ese tipo de vehículo. También en el sistema de control, aunque ya más asequible por los trabajos en el anterior proyecto del misil *Banderilla*, se precisaba adquirir las técnicas y tecnologías relativas al control fuera de la atmósfera.

Se consideró, pues, conveniente comenzar por el desarrollo de un vehículo tierra-tierra con las suficientes actuaciones para servir de base de experimentación de un sistema de guiado inercial de alta precisión, así como de los sistemas de control que podrían utilizarse en vehículos de ese tipo, balísticos o inyectores espaciales. Puesto que el objetivo principal era adquirir dicha experiencia, el diseño se basó en los motores existentes de las dos etapas del cohete de sondeo INTA-300, aunque pronto se apreció que, para conseguir la precisión deseada, era necesario introducir un motor *vernier* como tercera etapa con corte de combustión prácticamente instantáneo, cuando lo ordenase el calculador de a bordo. Surgió así el proyecto del «Vehículo Guiado Experimental INTA-300» o INTA-300G.

Además de adquirir experiencia, otro objetivo del proyecto era explorar y determinar las posibles fuentes de transferencia de tecnología extranjera y suministradores disponibles en un área muy sensible y dificultosa para un país no integrado en la OTAN.

Se trabajó en este proyecto desde 1976 a 1980, en colaboración con la empresa británica British Aerospace (BAe)¹⁰, y aunque el proyecto no fue finalizado, se llegaron a realizar modelos físicos de los subsistemas principales y se instaló un laboratorio muy avanzado para ensayo y desarrollo de sistemas de guiado y control, donde se probaron los mencionados subsistemas.

En la Fig. 3.17 se presenta la configuración general y en la tabla adjunta se incluyen las características principales del vehículo.

Objetivos del programa

El objetivo principal del programa era realizar un vehículo experimental con guiado inercial de precisión, que sirviera de plataforma de ensayo para formación y entrenamiento del personal español en este tipo de guiado, así como para su posible aplicación a otros desarrollos operativos.

Dentro de ese objetivo se encontraba otro derivado: el crear las bases para establecer en España un centro de experimentación de guiado de misiles.

Deficiencias tecnológicas

Así como en el Proyecto del Misil *Banderilla*, y en los desarrollos de los cohetes de sondeo, las deficiencias tecnológicas nacionales eran múltiples a su inicio, para este habían sido ya cubiertas la mayoría de ellas.

Quedaban aún algunas importantes, como es la que dio origen al propio proyecto, es decir, la tecnología del guiado inercial de precisión en vehículos balísticos.

Se pueden también mencionar otras, como la de motores de propulsante sólido con corte de combustión quasi- instantáneo y el control fuera de la atmósfera.

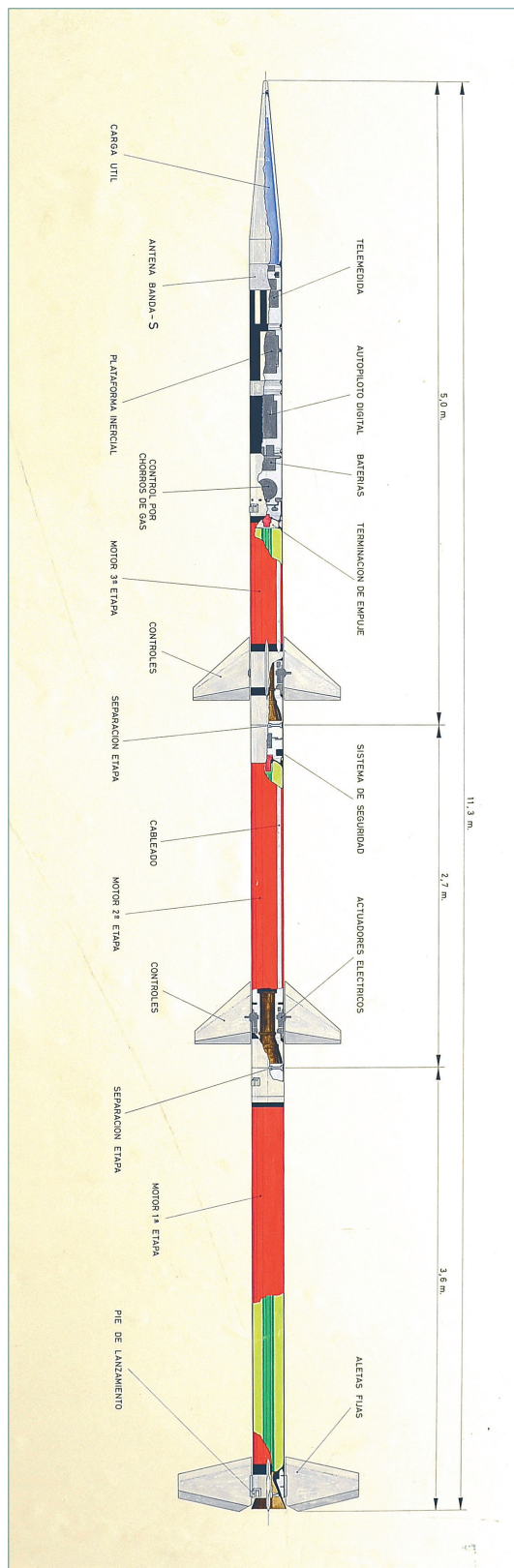
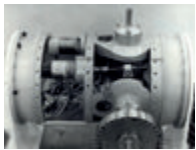


Fig. 3.17. Configuración general. ■

Se encontró en la empresa británica British Aerospace (BAe) Dynamics Group de Stevenage el colaborador adecuado.

Desarrollo del Programa

El proyecto comenzó en febrero de 1977 y se dividió en tres fases: Fase A (Viabilidad), Fase B (Definición) y Fase C (Desarrollo y lanzamiento). Para ello se creó un grupo de trabajo en el INTA, que se desplazaba a Inglaterra (Stevenage) regularmente¹¹.

La Fase A se realizó de febrero a junio de 1977 y en ella se examinaron los criterios básicos de viabilidad del proyecto (precisión, propulsión, guiado), así como los trabajos esenciales y áreas críticas que deberían ser objeto primordial de estudio en la Fase B.

La Fase B abarcó desde julio de 1977 hasta junio de 1978, consiguiéndose una definición casi completa del vehículo, a falta de la elección entre algunas alternativas para la plataforma inercial.

El coste de la Fase A fue de 3,7 Mpta [167 k€-act], de los que 1,5 Mpta correspondieron al INTA y 2,2 Mpta a la colaboración de HSD/BAe. Para la Fase B se elevó a 29,9 Mpta [1,35 M€-act], siendo 15,5 Mpta para el INTA y equipos y 14,4 Mpta para la asistencia técnica de BAe.

La Fase C se había presupuestado en 589 Mpta [26,5 M€-act], durante 36 meses, para lanzar tres prototipos. Puesto que dicha cantidad total no fue concedida, sino solo parcialmente por un valor de 134 Mpta [6,03 M€-act], se decidió realizar con este presupuesto una Fase B-2, o puente, en la que se profundizase en los diseños y se comenzasen la adquisición de equipos e instalaciones para ensayos.

La Fase B-2 comenzó, sin solución de continuidad, en julio de 1978, terminando en marzo de 1980. En esa fecha, tras la compra de algunos equipos de guiado y control para ensayos, y no previéndose ninguna ampliación de fondos para la Fase C, se decidió cancelar el proyecto y reservar los fondos no empleados para cooperar a la adquisición de instalaciones de ensayo de guiado y control que culminarían, en 1981, con la creación del Laboratorio de Guiado del INTA, uno de los más avanzados para el estado del arte de la época, y también en la actualidad con las sucesivas modernizaciones realizadas, que se presenta en el Capítulo 5.

El Vehículo INTA-300G

Requisitos

Como requisito inicial principal se impuso un error en el impacto de: $\Delta R \leq 500$ m (3σ). Utilizando los motores del INTA-300 y con una carga útil tecnológica de 90 kg, el alcance máximo debería ser en principio de 200 km. Posteriormente, al tener que introducir el motor *vernier* para obtener la precisión deseada, el referido alcance aumentó hasta $R_{\max} = 220$ km.

Puesto que se trataba de un vehículo guiado, podría lanzarse bien a ángulos bajos (hasta 60°) para obtener alcances largos, o con ángulos altos (hasta 85°) para alcanzar apogeos altos siendo este hasta: $h_{\max} = 140$ km.

El alcance y el apogeo podían modificarse actuando sobre dos variables: el instante del corte de combustión de la 3ª etapa y/o el ángulo de lanzamiento.

Diseño general

Inicialmente se estimó que un vehículo con las dos etapas del cohete de sondeo INTA-300 provisto del oportuno guiado y control bastaba como plataforma de

Características principales del INTA-300G		
Etapas	3	
Apogeo Máximo (con 85° elevación)	140	km
Alcance Máximo (con 60° elevación)	220	km
Peso carga Útil (equipos y envuelta)	90	kg
Diámetro	260	mm
Longitud	9	m
Peso 1ª etapa	260	kg
Peso 2ª etapa	200	kg
Peso 3ª etapa	240	kg
Peso total	700	kg
Empuje 1ª etapa	137	kN
Empuje 2ª etapa	16,3	kN
Empuje 3ª etapa	8,33	kN
Tiempo de combustión 1ª Etapa	3,2	s
Tiempo de combustión 2ª Etapa	16,5	s
Tiempo de combustión máximo 3ª	18,5	s
Velocidad salida del lanzador	50	m/s
Velocidad máxima en vuelo	1340	m/s
Mach máximo	4,5	
Aceleración salida lanzador	19	g
Aceleración máxima	26,5	g

ensayos. Pronto se constató que era necesaria una tercera etapa, un motor *vernier* de bajo empuje, en el que se pudiese cortar el empuje automáticamente con gran precisión (casi instantáneamente), de acuerdo con las órdenes enviadas por el calculador de vuelo.

Así se obtuvo un vehículo de tres etapas, cuyos motores de la 1ª y la 2ª serían iguales a los correspondientes del INTA-300, mientras que el de la 3ª se derivaría de un *Teide*, cuya longitud se habría acortado y con un sistema en la cabeza para crear, por voladura, un vacío instantáneo en la cámara, lo que detendría la combustión.

Para la 1ª etapa se adoptaron desde el comienzo unas aletas similares a las de la 1ª etapa del INTA-300, pero para las de la 2ª y 3ª, que proporcionaban el control, el análisis se prolongó durante las Fases A y B.

La 3ª etapa, además del control aerodinámico para mando en la zona de los 20-40 km de altura, estaba provista de otro exoatmosférico por chorros de gas frío.

Configuraciones

En la Fig. 3.18 se presentan las cuatro configuraciones básicas estudiadas durante las fases A y B, que se describen a continuación.

Configuración preliminar

Muy ambiciosa desde el punto de vista de la simplicidad mecánica, con unos únicos actuadores tipo alerón en la 3ª etapa y unos *tabs* para control de giro. El análisis aerodinámico mostró la eficiencia marginal de esta configuración que requería una gran cantidad de ensayos en túnel para confirmar el diseño, sin una garantía de ser la solución apropiada.

Configuración-1

Esta configuración pretendía englobar todo el mando picado-guiñada-giro en un solo conjunto de cola de la 3ª etapa, para mandar la 2ª y 3ª etapas. El problema surgía por la gran variación de la posición en el centro de gravedad, que no aseguraba el control del vehículo en todas las circunstancias.

Configuración-2

Tratando de conservar todo el control en la 3ª etapa, se estu-

dió esta configuración que disponía de unos pequeños *canards* en la tercera, y de aletas móviles en la cola de la misma para el control de 2ª+3ª.

El vuelo de 2ª+3ª se hacía aerodinámicamente inestable a propósito, estabilizando mediante el bucle interno. Nuevamente fue la gran variación en la posición del centro de gravedad lo que también determinaría el desecharla.

Configuración-3

Esta fue la adoptada para el resto del proyecto. Esta opción implicaba un mando de picado-guiñado-giro para la 3ª etapa y otro independiente, situado en la cola de la segunda para el control de 2ª+3ª.



Esta solución se estudió completamente presentando una suficiente seguridad de funcionamiento, naturalmente a costa de un cierto incremento en el coste de producción, al disponer de dos conjuntos de control aerodinámico.

Aerodinámica y aeroelasticidad

Las configuraciones de la 3ª etapa sola y la 2ª+3ª no presentaban grandes dificultades, tratándose de un control «clásico» (mando en cola) en ambas, más sencillo de manejar que el control *canard* del *Banderilla*. Sin embargo, el conjunto 1ª+2ª+3ª mostraba dos áreas en principio peligrosas.

Una era la existencia de tres conjuntos de aletas en línea. El problema habría sido bastante complicado si se hubiese realizado algún control en esta configuración, pero no siendo así, las soluciones teóricas serían bastante fiables y, en cualquier caso, unos ensayos en túnel, relativamente simples, hubieran bastado.

La otra posible fuente de complicaciones, que se interrelacionaba con la anterior, era la gran esbeltez de esta configuración, del orden de 45, que además debía volar en la zona de presión dinámica máxima. Los problemas aeroelásticos podrían haber sido muy importantes al afectar principalmente a la estabilidad aerodinámica del vehículo y a las cargas estructurales sobre el mismo. Nuevamente el hecho de no llevar ningún tipo de control facilitó su diseño. De hecho, estas consideraciones ocuparon un lugar importante en la decisión de no dotar de control a la 1ª etapa. Así se realizó un profundo estudio aeroelástico del vehículo, encontrándose que, aunque los coeficientes aerodinámicos variaban respecto a los calculados como sólido rígido, esas diferencias eran asumibles para un vuelo seguro. En cuanto a los efectos sobre las cargas estructurales, puede decirse que, aunque hubo que reforzar algo la unión interetapas 1ª-2ª, tampoco fueron motivo de gran preocupación.

El coeficiente de resistencia aerodinámica resultó bastante elevado, casi el doble que el del *Banderilla*, siendo las principales razones la profusión de superficies sustentadoras y la gran longitud del fuselaje, pero también se debía a una elección no óptima del perfil de la proa. Se utilizó una proa cónica, la de menores actuaciones entre las ojivales, para disminuir costes pues, tratándose de un vehículo para experimentar el guiado, no existía mayor interés en mejorar sus prestaciones con tal de que cumpliesen con los requisitos generales impuestos. No fue ese el caso de los cohetes de sondeo, donde fueron necesarias optimizaciones de ese perfil, al igual que en el misil *Tajo* como se verá más adelante.

Estrategia general de las trayectorias

A lo largo de la trayectoria la estrategia de control y guiado era la siguiente:

- Lanzamiento con elevación θ_0 (entre 60° y 85°).
- Primera etapa sin guiar (3,2 s).
- Período sin combustión, sin separación de etapas y sin guiado (comprendido entre 0 y 10 s según el lanzamiento concreto).
- Iniciación de la 2ª etapa y separación simultánea de la 1ª, vuelo controlado de la 2ª etapa. Actitud constante igual a θ_0 (ley próxima a la de máximo alcance).
- Fin de la 2ª y vuelo sin combustión pero controlado con actitud constante (período entre 0 y 15 s según el lanzamiento concreto).
- Iniciación de la 3ª etapa y separación simultánea de la 2ª; vuelo controlado de la 3ª, de acuerdo con una ley de control que permite conseguir que en un cierto instante se logre una velocidad tal, V_R , que si se cortase en ese momento la combustión, el error en el impacto sería nulo ($\Delta R = 0$). El citado instante debería estar comprendido entre 4 s (para obtener un alcance superior al mínimo exigido) y 16,5 s (para no aproximarse peligrosamente a la zona final de combustión). El valor de ΔR se calcula continuamente en

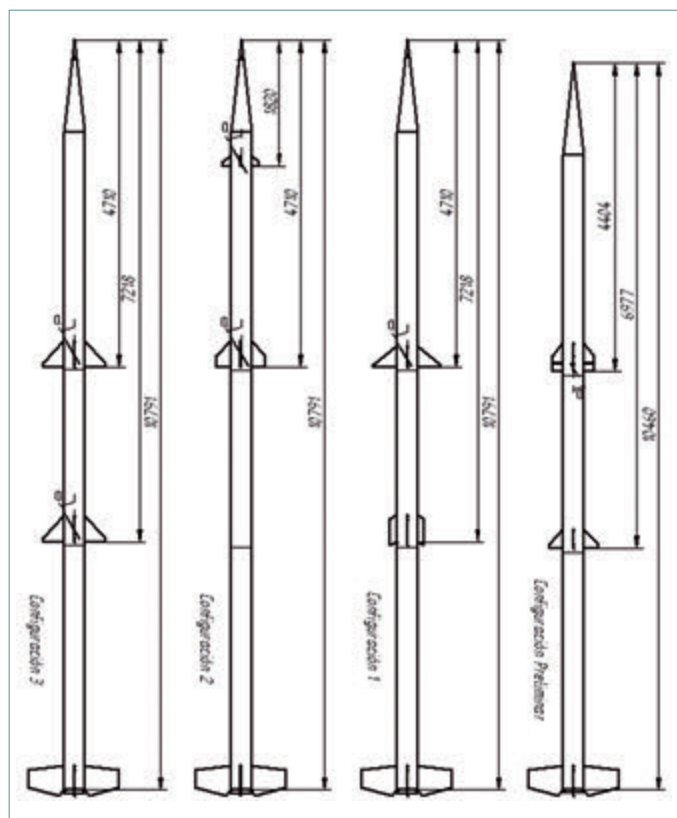


Fig. 3.18. Configuraciones básicas analizadas para el INTA-300G. ■

el procesador de vuelo siguiendo los algoritmos introducidos en el mismo, a partir del vector de estado del vehículo determinado por el sistema inercial y las coordenadas deseadas del punto de impacto.

- Fin de la 3ª etapa. Cuando en el procesador de vuelo se alcanza una V_R igual a la que lleva el vehículo, obtenida por su plataforma inercial, el calculador ordena el corte de combustión.
- La tercera etapa, sin combustión pero unida a la carga útil, es ahora controlada por los motores de gas frío (Freón-14), que la orientan en el sentido adecuado para obtener mínima dispersión en la reentrada.
- Giro de estabilización, para disminuir errores en la reentrada, primero producido por los chorros de gas frío, y posteriormente por la deflexión fija de las aletas de control.

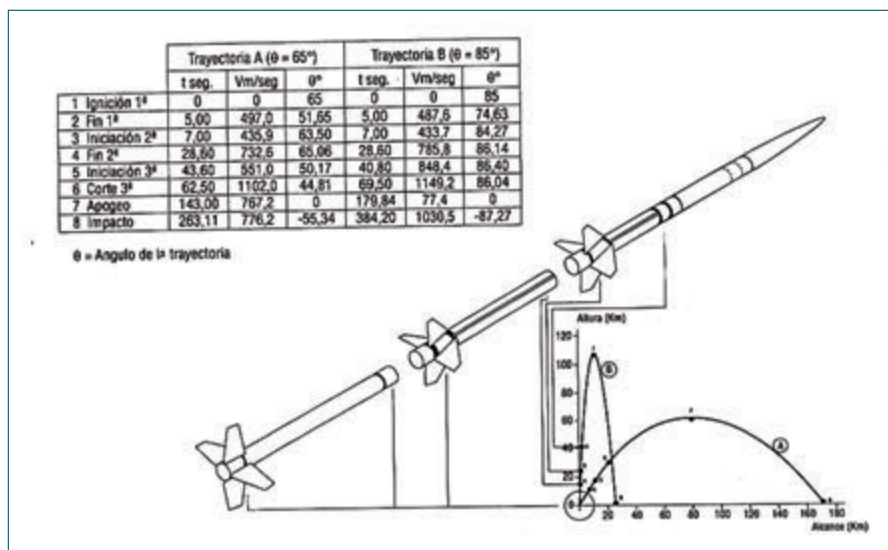


Fig. 3.19. Trayectorias representativas del INTA-300G (θ=65° y 85°). ■

En la Fig. 3.19 se presentan unas trayectorias representativas.

Principales conjuntos

En la Fig. 3.17 se presenta un corte del vehículo completo, correspondiente a la Configuración-3, donde se aprecian todos los conjuntos que se glosan a continuación.

Aletas de la 1ª etapa

Similares a las del INTA-300; también de construcción de nido de abeja, pero modificadas en su forma en planta para adaptarse a la nueva misión.

Aletas de la 2ª y 3ª etapas

Menos exigidas que las del INTA-300, pues están sometidas a temperaturas inferiores. Son de aleación ligera moldeada y mecanizada con bordes de ataque y salida en acero inoxidable.

Motores 1ª y 2ª etapa

Los mismos del INTA-300 (*Aneto* y *Teide*, respectivamente), que se tratan en el Capítulo 2 y cuyas características se presentan en el Anexo A.2.2.

Al motor de la segunda fue necesario variar la tobera, incluyendo una extensión en la garganta (*blast pipe*) para dejar un espacio libre donde introducir los actuadores de aletas. En la Fig. 3.20 se presenta el motor completo y en la Fig. 3.21 el detalle después del ensayo en banco estático.

Motor de 3ª Etapa

Como ya se ha indicado, este motor se necesitaba para poder obtener un corte de combustión muy preciso cuando lo mandase el sistema de guiado, de forma que la diferencia de velocidades entre la que origina la orden y la final resultante, después del corte, fuese muy pequeña (se requería una cifra de unos 0,5 m/s).

Esto implicaba dos exigencias: un empuje bajo del motor para contribuir a que el impulso remanente después del corte fuese pequeño, y un proceso de corte de combustión extremadamente rápido. Aun así, el impulso remanente podría resultar excesivo, por lo que se precisaba hacer estimaciones, mediante ensayos, de la variabilidad aleatoria de dicho impulso, la cual, a su vez, se incorporaría en el

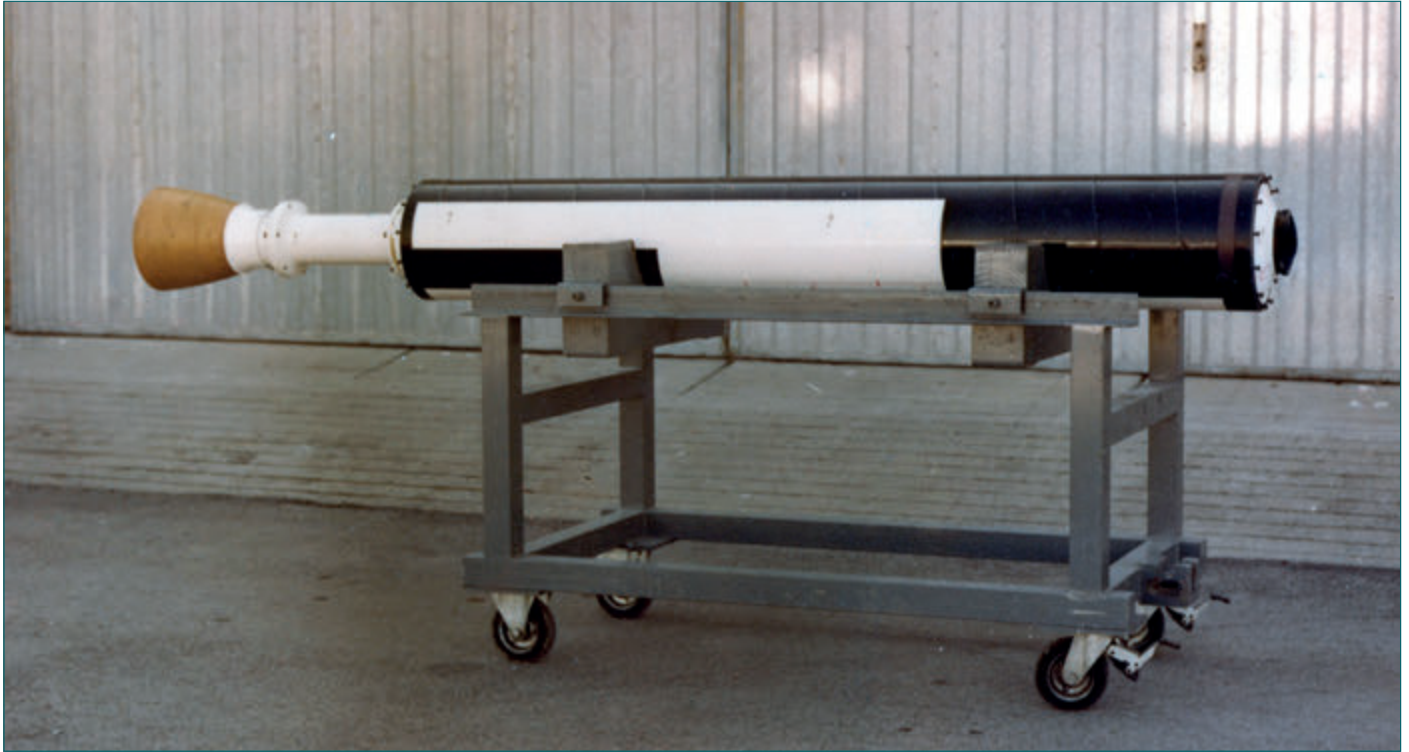


Fig. 3.20. Motor *Teide* con *blast pipe*. ■

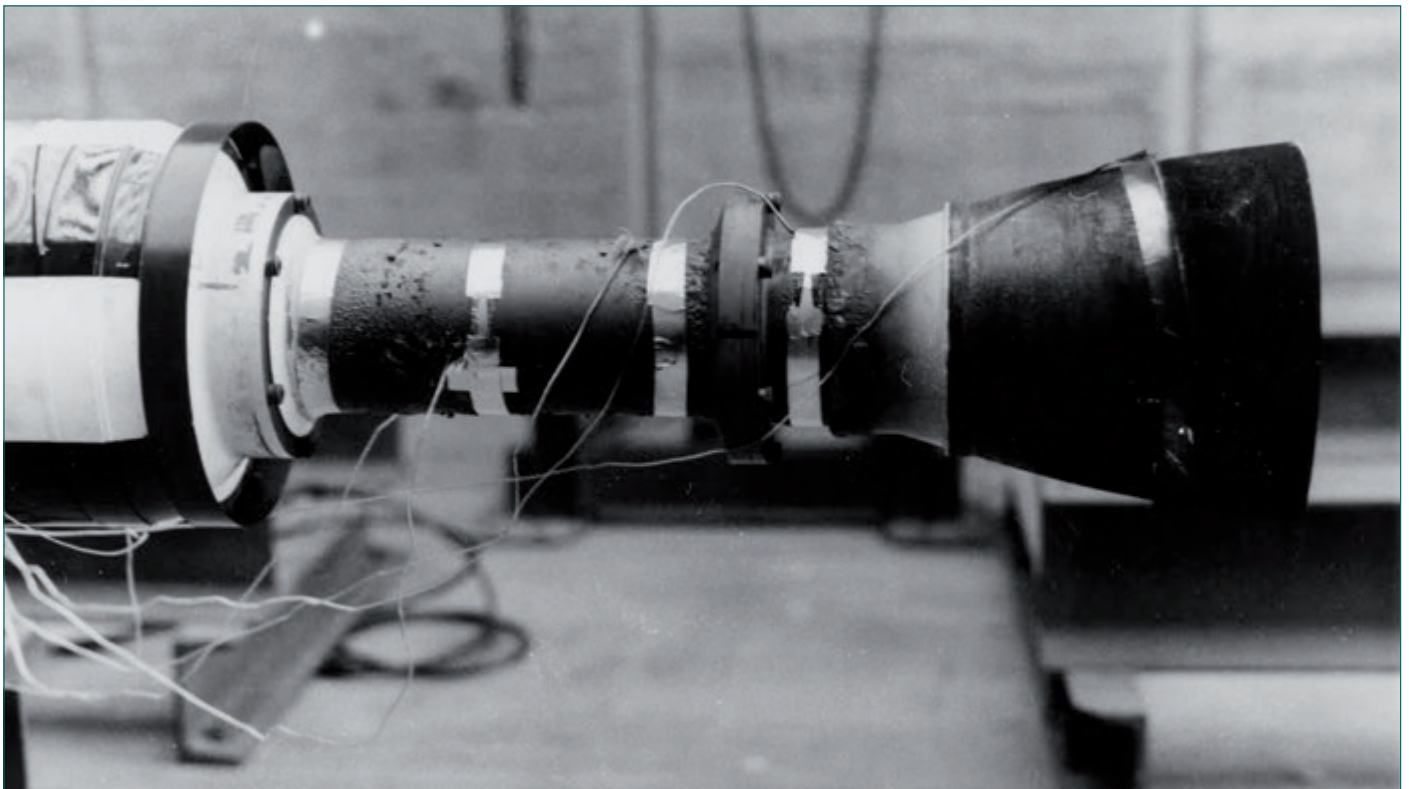


Fig. 3.21. Motor *Teide* con *blast pipe* después del ensayo en banco. ■

proceso de cálculo de la velocidad requerida en la orden de corte de combustión. Así, el error que se obtuviera en la velocidad sería únicamente función de la «repetibilidad» del impulso remanente.

La selección de las características de este motor *vernier*, dado su comportamiento como generador de errores en el corte de combustión, hubo de realizarse en combinación con el análisis general de errores del vehículo (plataforma y atmósfera), así como con los debidos a las actuaciones; por lo que no se fijaría hasta el final de la Fase B.

Se adoptó finalmente un motor derivado del de la segunda etapa del INTA-300, cortándolo a una longitud de cámara de 80 cm. El empuje resultante era de 850 kg, durante 18,5 s, y proporcionaba una aceleración de 4 g. El corte de combustión se podría ordenar en el intervalo de combustión comprendido entre los 4 y 16,5 s a partir de la ignición.

El peso total de este motor era de 108 kg, de los que 70 correspondían al propulsante. La característica esencial del mismo era el dispositivo de apertura de la cabeza, por voladura de sectores circulares en el cilindro, para cortar la combustión y conseguir un impulso remanente mínimo, pero sobre todo repetible.

Se especificaba, como se verá mas tarde, que la repetibilidad de ese impulso debería estar dentro de ± 125 Ns. Se realizaron ensayos preliminares con cámaras de gas a presión que mostraron la viabilidad inicial del sistema.

En la Fig. 3.22 se muestran unas curvas de empuje calculadas. En la práctica los valores del mismo en los primeros momentos de la combustión serían bastante más altos que los representados debido a la erosión. Las curvas pasarían a ser más uniformes y el impulso total quedaría muy próximo al calculado.

La Fig. 3.23 corresponde a un plano del motor donde se aprecian sus particularidades; sectores eyectables en la cabeza para obtener la parada instantánea de la combustión, y tobera con *blast pipe* con el fin de dejar espacio a los servomotores de control.

Separaciones de etapas

El mecanismo de separación de las etapas 1ª-2ª y 2ª-3ª sería igual al del INTA-300, el cual se trata en el capítulo correspondiente al mismo.

Controles de la segunda y tercera etapas

Utilizaban ambos el mismo tipo de servomotor eléctrico Lucas mod. MD 103-C, pero con la electrónica adaptada a la distinta misión de cada uno.

Se empleaban cuatro motores (uno por cada aleta) en cada conjunto de control. Las especificaciones eran: par máximo 6,0 kgm, máxima deflexión $\pm 20^\circ$, velocidad máxima de deflexión 60°/s. En la Fig. 3.24 se presenta un dibujo del sistema y una fotografía del modelo de laboratorio.

Los controles de la tercera etapa tenían la característica de poderse bloquear en una deflexión de $22,5^\circ$, para producir un giro constante y elevado durante la reentrada, de forma que disminuyera la dispersión generada por la atmósfera durante esa fase del vuelo.

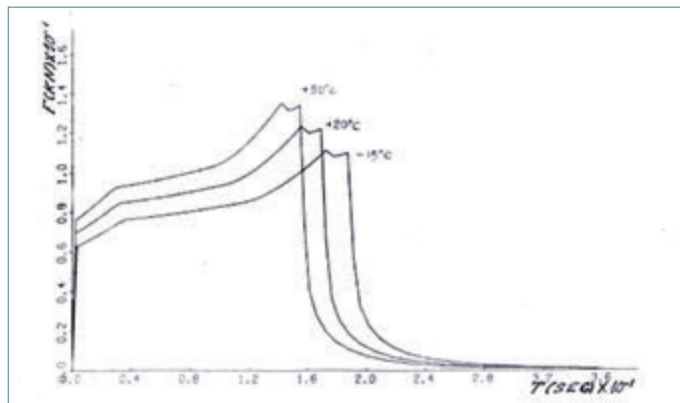


Fig. 3.22. Curvas de empuje calculadas para el motor de la 3ª etapa. ■

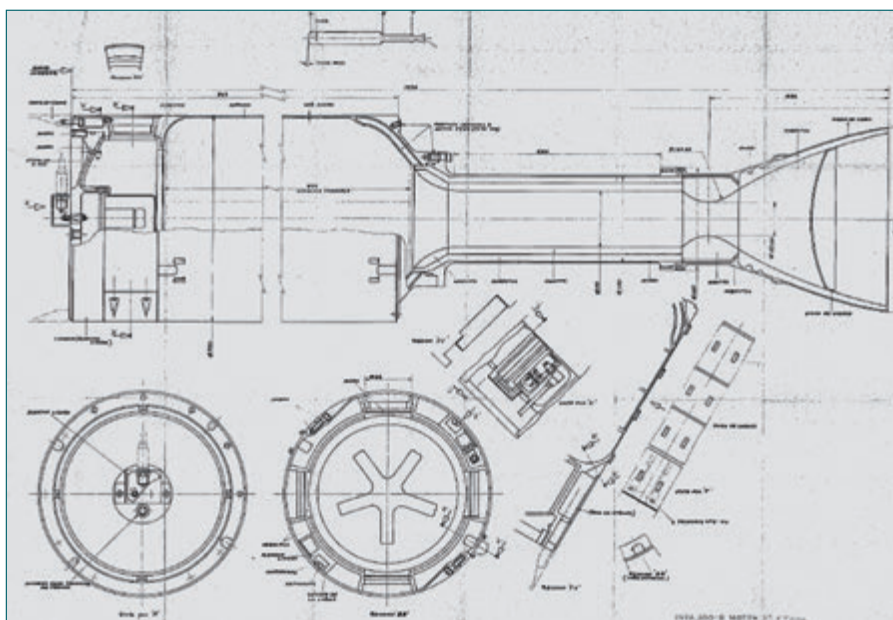


Fig. 3.23. Plano del motor de 3ª etapa del INTA-300G. ■

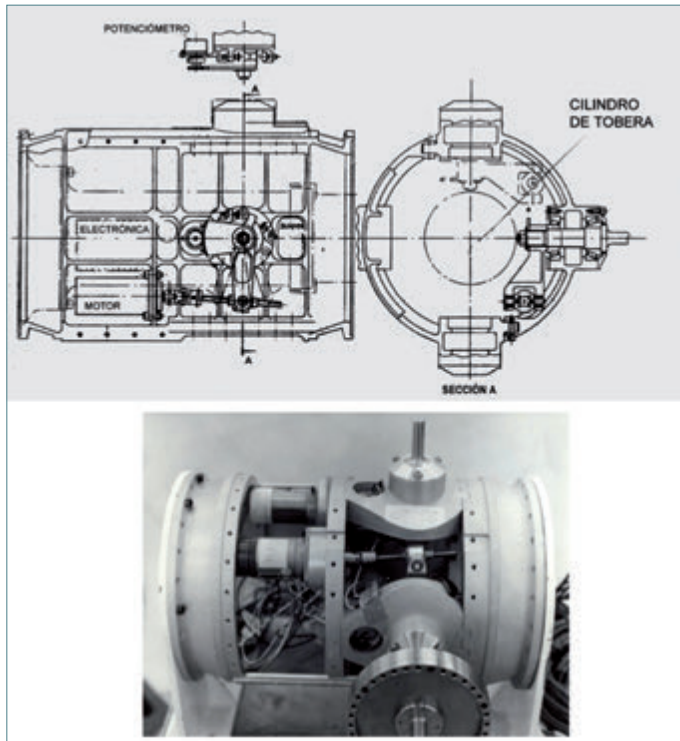
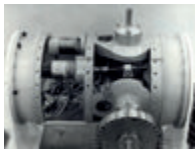


Fig. 3.24. Mecanismos de control de la segunda y tercera etapas. ■

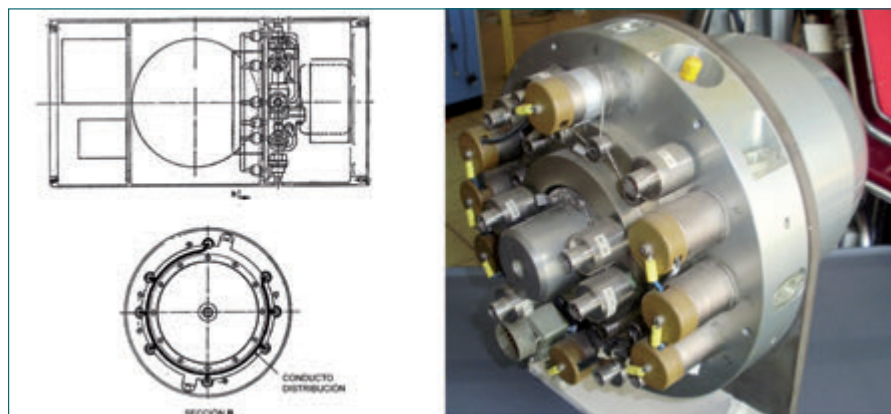


Fig. 3.23. Fig. 3.25. Sistema de control por chorros de gas. ■

Control por chorros de gas

Para el control fuera de la atmósfera se consideró excesivamente caro, arriesgado y además origen de retrasos en el programa, utilizar toberas móviles en los motores. Por tanto, se adoptaría un sistema de chorros de gas Freon-14 de la casa Sterer (EEUU). El conjunto contenía 8 toberas adecuadamente dirigidas cada una, pudiendo suministrar un empuje variable entre 5 N y 15 N. El gas estaba contenido en un depósito esférico de acero de 200 mm de diámetro a una presión de 205 atm (a +70 °C límite de temperatura ambiente).

En la Fig. 3.25 se presenta un plano y una fotografía del sistema.

Plataforma Inercial

La plataforma inercial era uno de los equipos esenciales a adquirir, y casi imposible de fabricar en España en aquella época. De todas formas, aun con una plataforma extranjera, la integración de la misma dentro de un Sistema de Guiado nacional sería de una gran complejidad y requeriría unos conocimientos y experiencia muy específicos, que es lo que se pretendía adquirir con este proyecto.

La seleccionada en primer lugar, Fase A, fue una plataforma de la empresa británica Ferranti de tipo «flotante» (acelerómetros y giróscopos sobre una base móvil respecto al cohete, servoactuada de forma que mantenía sus ejes continuamente paralelos a los ejes inerciales).

Si bien tenía unas excelentes características en cuanto a precisión, presentaba deficiencias operativas (aceleraciones máximas aceptadas no muy grandes), lo que implicaba unas modificaciones de diseño que darían lugar a un cierto desarrollo y largos tiempos de entrega.

Durante la Fase B se analizó también una plataforma «strapdown» (acelerómetros y giróscopos fijos al vehículo) de la casa norteamericana Singer-Kearfott con excelentes características operativas, pero que, en aquella época, proporcionaba unas precisiones peores que la «flotante» de Ferranti.

Es de interés señalar que en los años 1977-1980, en que se realizó este proyecto, las plataformas *strapdown* todavía suministraban menor precisión que las «flotantes», mientras que actualmente las plataformas son prácticamente todas *strapdown*, incrementando además su precisión, cuando es necesario, por medio del sistema de navegación por satélite GPS.

El modelo de Kearfott, aun siendo menos preciso que el de Ferranti, se mostraba como mucho más deseable por sus características operativas, tiempo de entrega y precio, y además mantenía la dispersión dentro de los 500 m (3σ) requeridos en el impacto.

Sin embargo, la exportación de esa plataforma estaba sujeta a las limitaciones norteamericanas para el mercado de armamento (de hecho era muy similar a la del misil táctico *Pershing II*) y en el último momento se denegó esa exportación por el DOD.

Así se continuó manteniendo la Ferranti en el proyecto. Sin embargo, puesto que sus problemas operativos y de tiempo de entrega seguían existiendo, se consideraron otras plataformas como las francesas de SFIM (flotante) y Sagem (*strapdown*), selec-

cionándose finalmente una Honeywell (EEUU) con menores limitaciones de exportación pero aún muy apropiada, y de la que se adquirió un prototipo para ensayos de laboratorio.

En la siguiente tabla se presentan las características de ambas plataformas (Ferranti y Honeywell) y en la posterior tabla, la integración de sus errores con los provenientes de otras fuentes para obtener el valor total del error en el impacto.

Características de las plataformas analizadas para el INTA-300G			
	Strapdown (3 σ)	Flotante (3 σ)	
Alineación giróscopos	$2,4 \times 10^{-5}$ rad	10^{-5}	rad
Deriva constante de giróscopos	4,4	0.026	°/h
Deriva proporcional a «g»	1	0,06	°/h/g
Deriva anisoeástica	0,3	0,04	°/h/g ²
Alineación acelerómetros	$2,4 \times 10^{-5}$	$2,4 \times 10^{-5}$	rad
Error de cero de acelerómetros	2×10^{-4}	2×10^{-4}	m/s ²
Error de escala de acelerómetros	2×10^{-4}	2×10^{-4}	m/s ² /m/s ²

Diagrama de bloques de guiado y control

En la Fig. 3.26 se muestra la situación funcional de la plataforma INS en relación con el resto de componentes del sistema de guiado y control. El INS lleva implícita la navegación en los cálculos de la velocidad y posición del vehículo. Estos se envían al procesador de vuelo para que efectúe los cálculos del guiado (guiado «Delta»), genere las órdenes de control y ejecute todas las operaciones lógicas del sistema (entre las que se encontraría el corte de combustión cuando en el cálculo se alcance $\Delta R=0$).

El procesador de vuelo, a programar e integrar en España, era un Texas Instruments del que se adquirió el equipo de prototipación FS.990/4 de 16 bits.

En este diagrama aparece un bloque de estabilización. Corresponde a los retornos acelerométricos y girométricos, típicos del autopiloto, para estabilizar el sistema de control. Se intentó obtener esas entradas desde los sensores del INS, pero no se obtenían buenos resultados, al menos con las plataformas que se manejaron.

El resto de bloques corresponde a los conjuntos de control de las distintas etapas, a la generación de potencia y a la telemetría y telemando (T&TC), para envío/recepción de datos de funcionamiento y monitorización y señales de destrucción en su caso.

Análisis de errores

De acuerdo con las estrategias indicadas en el apartado anterior, los errores en el impacto provienen de los que se analizan a continuación y se muestran en la tabla siguiente. Estos errores corresponden a 3σ , es decir, al 99,7 % de probabilidad de ocurrencia.

Error en el ΔR calculado en el ordenador de a bordo

Debido a este error, la orden de terminación de la combustión se daría en un punto y a velocidad distintos de aquellos que originarían que el error en el impacto fuese nulo.

Depende esencialmente de los datos suministrados por la Plataforma INS (actitud, posición y velocidad del vehículo) en cada instante. Por tanto, sus fuentes serían principalmente los errores de los acelerómetros y giróscopos, y del cálculo de la gravedad. En

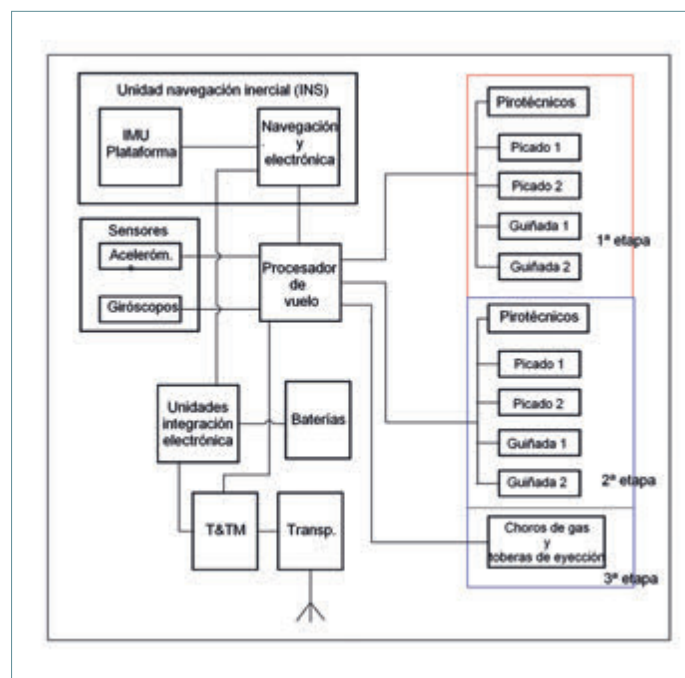


Fig. 3.26. Diagrama del sistema de guiado y control. ■

la tabla siguiente están dados desde el N° 1 al 7.

Otros errores podrían provenir del cálculo analítico del error en el impacto, que son despreciables con un guiado «Delta».

El error medio cuadrático en el impacto motivado por este conjunto es $RSS1 = 410,8$ m (Kearfott) y $56,7$ m (Ferranti).



Errores de atmósfera remanente y reentrada

El primero es debido a que realmente el corte de combustión se realiza a una altura (entre los 40 y 60 km) en la que la atmósfera aún posee una cierta densidad. Aunque estos efectos se introducen en las ecuaciones de cálculo de las trayectorias para determinar los coeficientes de las ecuaciones de guiado, siempre existirá una pequeña diferencia aleatoria con los nominales.

Para estimar este error se ha supuesto el lanzamiento desde El Arenosillo, utilizando los medios meteorológicos de que se disponía en aquella época, resultando 191,0 m.

Para la reentrada se tomó la desviación estándar con la que se puede estimar el perfil de vientos al Sur de El Arenosillo, obteniéndose un error de 111,3 m.

El error conjunto debido a estos dos efectos resulta de $RSS2=221,0$ m.

Error por impulso remanente

Este es el debido a un extra de velocidad en el corte de combustión, que se produce por no ser totalmente instantáneo, sino que existe un cierto impulso remanente después de la orden de corte. Este error dependerá de la repetibilidad de ese impulso, es decir, del resto aleatorio de impulso remanente.

Si conocemos todos los errores anteriores cuyos efectos totales están dados por $RSS1$ y $RSS2$, la condición para que el error total en el impacto sea 500 m, como máximo, se impone que el error en el impacto debido al impulso remanente debe ser de $RSS3=180$ m para la plataforma Kearfot, que es la más desfavorable (más imprecisa). Como se mencionó anteriormente, ese error se alcanza con una repetibilidad de 125 Ns del impulso remanente en el corte de la tercera etapa, el cual proporciona un incremento de velocidad de 0,5 m/s (3σ). Esta exigencia fue uno de los requisitos más importantes, no solo para el diseño del sistema de corte de combustión, sino también para el del motor completo de la tercera etapa (aceleración muy baja).

Suponiendo ya conocido el error debido al impulso remanente $RSS3$, el error total en el impacto debido al conjunto $RSS1$, $RSS2$ y $RSS3$ resultaba 500 m para la Kearfot y 290,6 para la Ferranti. Como ya se ha dicho, la segunda plataforma (que sería en un futuro la del lanzador *Arianne*) era bastante más precisa que la primera (que dotaba al misil *Pershing II*), aunque en cuanto a características operacionales se cambiaban las tornas.

Conclusiones

Aunque el proyecto no se completó, se llegó a una fase suficientemente avanzada como para comenzar la adquisición y fabricación de subsistemas y su ensayo (motor *vernier*, motor segunda etapa, sistema de guiado, sistema de control con gas frío).

Con ello, la laguna específica en la formación de personal fue cubierta en muy buena parte, pero además, lo que es más importante, este proyecto fue la base para la creación del Laboratorio de Guiado del INTA, uno de los más avanzados de la época, para el estado del arte de esas tecnologías en Europa y EEUU, manteniendo ese nivel actualmente dadas las modernizaciones realizadas en el mismo desde su creación. Este Laboratorio se presenta en el Capítulo 5.

EL PROYECTO SCILA

Los inicios y configuraciones

A la finalización del proyecto del Vehículo Experimental INTA-300G en 1980 y de la construcción del Laboratorio de Guiado, realizado inicialmente para los ensayos de ese vehículo, el INTA había adquirido una capacidad muy importante, tanto en personal especializado como en medios de ensayo, para desarrollos de sistemas de guiado y control de vehículos aeroespaciales.

Error total (m) en el impacto y sus integrantes			
		Strapdown	Flotante
1	Error cálculo de gravedad	2,4	2,4
2	Desalineamiento giróscopos	2,3	1
3	Deriva constante de giróscopos	97,6	14,3
4	Deriva proporcional de aceleración	396,0	24,0
5	Desalineación de acelerómetros	2,3	2,3
6	Error cero de acelerómetros	2,6	2,6
7	Factor escala de acelerómetros	49,2	49,2
	(a) RSS 1(1 a 7)	410,8	56,7
8	Error por atmósfera remanente	191,0	191,0
9	Error por viento de reentrada	111,3	111,3
	(b) RSS 2(8 y 9)	221,0	221,0
	(c) Error impulso remanente $RSS3$	180,0	180,0
	Error Total RSS ($RSS1, RSS2, RSS3$)	500,0	290,6

Aunque el INTA-300G desapareciese, la diversificación de actuaciones de que se dotó al Laboratorio permitió mantener su funcionamiento con el estudio de otros sistemas de guiado y control diferentes de los del mencionado vehículo.

Primeramente fue el desarrollo del sistema de guiado de la bomba SBGL-1000 de la empresa Sener. Ese trabajo fue esencial tanto para el personal de la citada firma como para el del INTA, que adquirió una importante y valiosa práctica real en ensayos *Hardware in the Loop* (HWIL) de dicho sistema.

Pero además, en paralelo con ese proyecto y después de su finalización, el INTA creó su propia línea de investigación denominada «Cabeza de Guiado Láser», en 1981, inicialmente con una intensidad baja adecuada a las pequeñas disponibilidades económicas.

Ahora bien, para el diseño de una cabeza de ese tipo era necesario disponer de unos datos básicos sobre la dinámica del vehículo a controlar. Además, aunque el objetivo básico era el desarrollo de un subsistema de guiado y control para misiles, lógicamente el motivo subyacente era diseñar un misil que pudiera ser presentado al Ministerio de Defensa, una vez se hubiese ensayado suficientemente dicho subsistema. En cualquier caso era necesario el diseño preliminar de un misil que sirviese de soporte para el desarrollo de ese subsistema. Este vehículo se denominaría «Scila», aunque ese acrónimo proviniese de Sistema de Control Inercial-Láser.

Durante este primer período de análisis se adoptó tentativamente como misil básico uno aire-tierra de corto alcance (6000m) con 160 kg de peso, 3 m de longitud y 20 cm de diámetro (Fig. 3.27).

Tras estos primeros tanteos, con el fin de poder proseguir en esa dirección con un nivel más apropiado a sus necesidades, el INTA solicitó en 1982 un complemento a la Comisión Asesora de Investigación Científica y Técnica (Caicyt), la cual concedió la realización del oficialmente titulado «Desarrollo y Simulación de un Sistema de Guiado y Control para Vehículos Aeroespaciales».

Indudablemente el título del proyecto con la Caicyt resultaba un tanto prolijo, adecuado a un sistema de «doble uso».

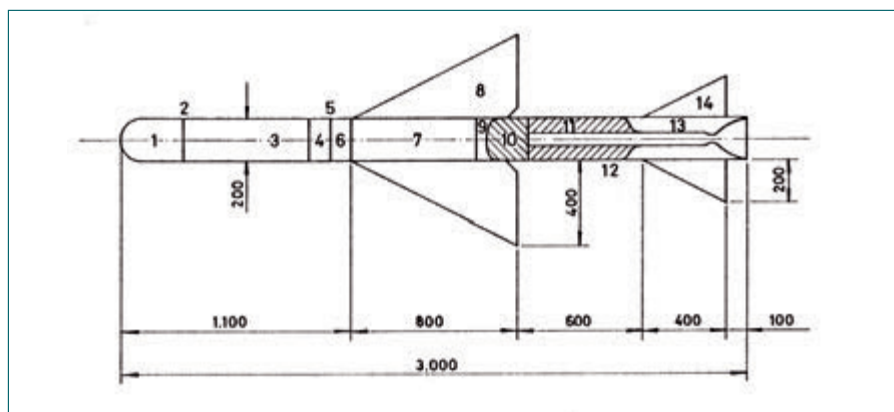


Fig. 3.27. Primer concepto del Scila. ■

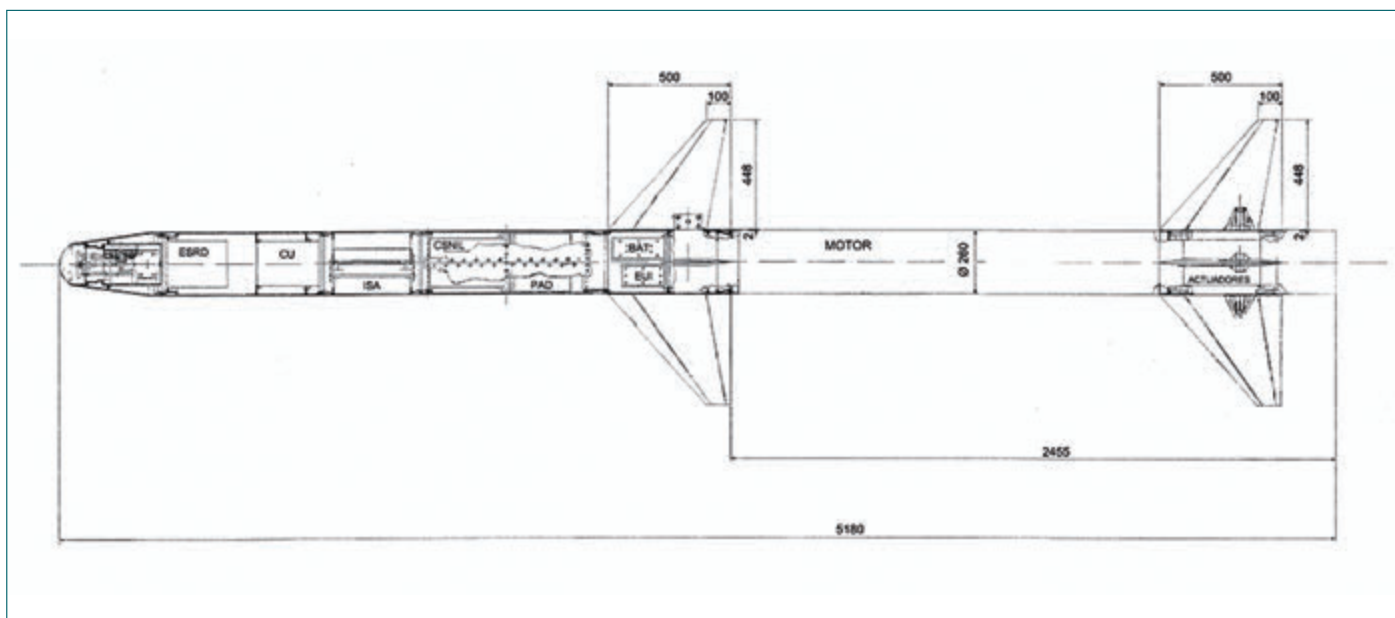


Fig. 3.28. Misil aire-tierra inercial-laser, Scila. ■



Desde el comienzo de este proyecto con la Caycit se consideró necesario el aumentar de forma importante las actuaciones del misil «Scila», considerándose incluso una versión tierra-tierra, pero finalmente se adoptó un aire-tierra con un alcance de 40 km (Fig. 3.28), bastante superior al primer concepto, para el que se preveía una mayor demanda del Ministerio de Defensa. Se trataría de un misil de una etapa, con mando clásico (en cola). El misil navegaría automáticamente con guiado inercial hasta alcanzar la «cesta» de reflexión de un designador láser, guiándose entonces mediante su buscador láser semiactivo hasta el blanco.

El programa

El proyecto fue concedido por la Caycit con el N° expediente 0138/81 y una duración de tres años, comenzando en julio de 1982 para terminar en 1985. El plan de trabajo fue el siguiente:

1^{er} Año (julio-82 a julio-83)

Análisis del autopiloto
Análisis del sistema buscador
Estudio de la simulación

2^o Año (julio-83 a julio-84)

Software de simulación
Diseño autopiloto y navegación
Diseño actuadores
Diseño electrónico del detector

3^{er} Año (julio-84 a julio-85)

Realización de:
– Navegador y ensayos
– Autopiloto y ensayos
Electrónica del detector
Conjunto buscador
Simulación completa HWIL

El programa se realizó dentro de la Sección de Guiado del Departamento de Armamento Aeronáutico siguiendo aproximadamente el plan anterior, pero sufrió algunos retrasos motivados por las demoras en las entregas de los fondos y también por diversos cambios en la dirección del mismo al abandonar el INTA dos de los directores del proyecto¹².

De hecho, en junio de 1985 se solicitó una ampliación de plazo de un año, sin cargos para la Caycit, para poder absorber los retrasos en la entrega de equipos, lo que fue concedido.

Asimismo, el Departamento de Armamento solicitó en junio de 1985 a la Dirección del INTA la autorización para la continuación de los trabajos en curso por un año, lo que también fue admitido.

El presupuesto concedido inicialmente por la Caycit fue de 23,7 Mpta [604 k€-act], ampliándolo en 1984 en la cantidad de 36,7 Mpta [664 k€-act] para unos equipos específicos de laboratorio. Por parte del INTA, la cifra asignada para esta línea de investigación fue de 25,4 Mpta [460 k€-act].

El Sistema Scila se dividió para su estudio en los siguientes componentes:

- Vehículo
- Subsistema de navegación ligado (SNIL)
- Subsistema detector/seguidor (SDR)
- Ordenador embarcado (U)
- Piloto automático digital (PAD)
- Actuadores
- Simulación HWIL

Características generales del vehículo

La experiencia reciente más importante del INTA en sistemas guiados era el INTA-300G. Por tanto, puesto que por el momento el nuevo vehículo sólo era un soporte para el desarrollo del sistema de guiado inercial- láser, se adoptó buena parte del anterior para su diseño aerodinámico y estructural. Así, en principio, se consideró un vehículo tierra-tierra, que utilizaba los motores de la 1ª y 2ª etapas del INTA-300G, la primera sin control, la segunda con uno similar y la tercera desaparecía para ser sustituida por el conjunto de equipos y mecanismos necesarios para el nuevo guiado.

Pronto esa concepción fue abandonada al conocerse que un misil aire-tierra con ese tipo de guiado podría ser más adecuado a los requisitos futuros del Ministerio de Defensa, por lo que se adoptó la configuración para esa misión aire-tierra que se muestra en Fig. 3.28.

Se prescindía del *booster*, primera etapa del INTA 300G, y como única etapa se mantenía una con las mismas características geométricas, másicas y funcionales que la segunda del citado vehículo. Ahora bien, si alguna vez se acometía el desarrollo real de este misil aire-tierra, habría que realizar un nuevo motor, que podría aproximarse todo lo deseable al de la segunda etapa del INTA-300G, pero cuyo diseño de grano y propulsante debería cambiar para adaptarse a los requisitos de un arma aérea. De hecho, en 1985, se inició una línea de investigación para el desarrollo de un motor como el arriba indicado, para dotar al Scila, aunque no se finalizó por la carencia de requisitos del Ministerio de Defensa.

Como se aprecia, el misil tenía mando clásico (controles en cola) con unas alas fijas intermedias. Sus características eran:

Tipo:	Stand-off aire-tierra de una etapa
Peso:	340 kg
Diámetro:	260 mm
Longitud:	5,2 m
Envergadura:	1,16 m
Empuje medio:	1700 kg
Tiempo de combustión medio:	17 s
Alcance (altura de 12000 m):	42 km
Alcance (altura 7000 m):	29 km

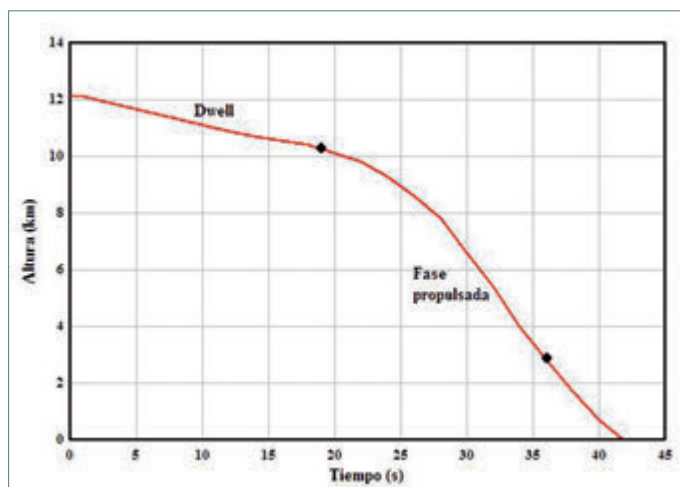


Fig. 3.29. Fases de la trayectoria. ■

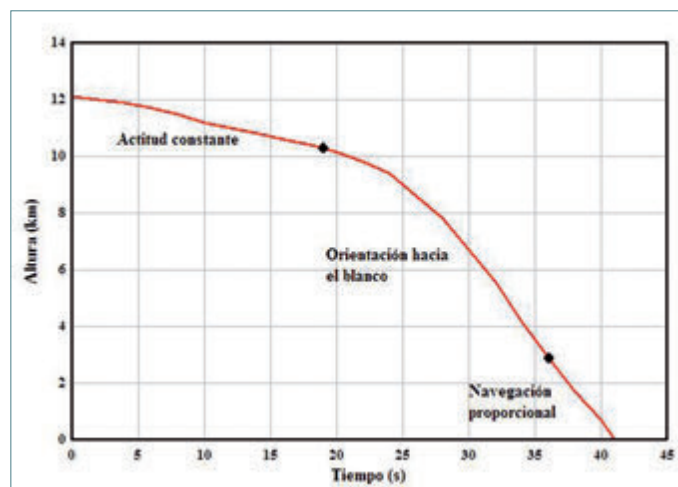


Fig. 3.30. Fases de guiado de la trayectoria. ■

En las Fig. 3.29 y 3.30 se muestra la estrategia básica de la trayectoria para un lanzamiento desde 12 000 m de altura. El misil se suelta horizontalmente sin propulsión durante un tiempo adecuado para cada caso de lanzamiento (*dwell*). En este tramo, el guiado inercial mantiene el rumbo hacia el blanco y mantiene constantemente su actitud. Se continúa con un tramo propulsado en el que el misil se dirige según una ley de control que lo conduce al punto óptimo de inicio de la trayectoria de navegación proporcional; este puede estar dentro de la zona propulsada o al final en una trayectoria de máximo alcance. Por último, se realiza el tramo con guiado proporcional hasta alcanzar el blanco.

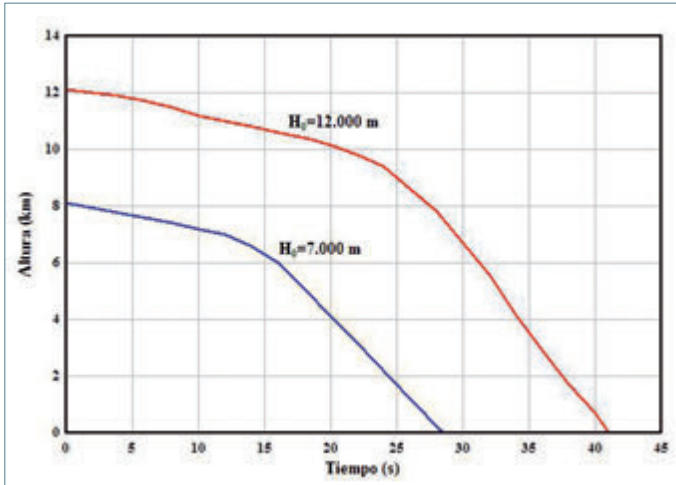


Fig. 3.31. Alturas. ■

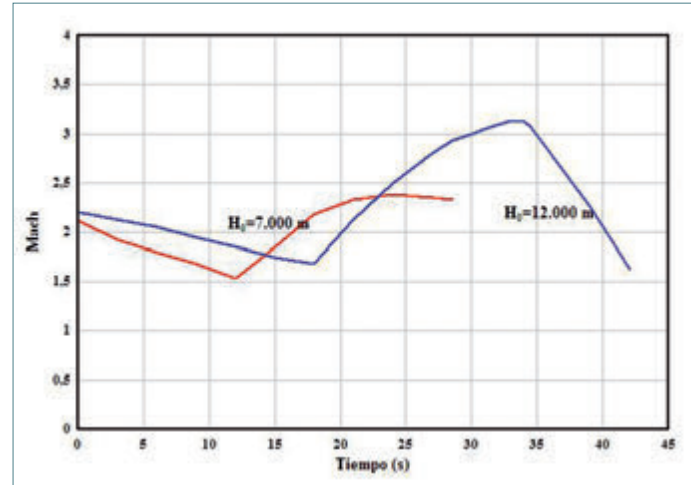


Fig. 3.32. Números de Mach. ■

En las Fig. 3.31 y 3.32 se representan las alturas y números de Mach alcanzados para lanzamientos desde $h = 12\,000$ m y $h = 7\,000$ m. Se hace notar que el misil debería poseer al menos una velocidad de $M = 1,3$ al comienzo del guiado proporcional para poder efectuar las maniobras que se le exigirán.

Subsistema de navegación inercial ligado (SNIL)

Para la trayectoria intermedia, el misil posee un sistema de navegación inercial ligado (o *strapdown*) que determina su posición y velocidad en todo momento. Se basaba en el conjunto de sensores inerciales (acelerómetros y giróscopos) Honeywell mod. H1.78 F. Las señales provenientes de este sensor (aceleración y actitud del vehículo) eran enviadas al calculador de navegación y guiado que, aunque puede considerarse como parte de este subsistema, se trata separadamente al ser su labor mucho más amplia que la sola navegación.

Para la trayectoria más larga se obtenía una precisión de 200 m (1σ) en posición y 1° en actitud, suficiente para que el buscador láser pudiese centrar y seguir el blanco, además de que las maniobras exigidas por la trayectoria terminal, con guiado proporcional, no superasen la máxima capacidad de maniobra del misil.

Subsistema detector/seguidor (SDR)

Este subsistema tiene por misión la localización inicial del eco del blanco, la dirección de este a partir del eco y el posterior seguimiento durante la fase guiada por navegación proporcional. Consta de un sistema óptico y detector, situado sobre un seguidor. En la Fig. 3.28 se observa que ocupa una buena parte de la cabeza del misil y en las Figuras 3.33 y 3.34 se presentan una sección y una fotografía del modelo de investigación, respectivamente.

El sistema óptico y detector está formado básicamente por la cúpula, un teleobjetivo reflectivo con filtro interdifereencial para la banda de $1,06\ \mu\text{m}$ y un detector de silicio tipo «cuadrantes» seguido de un preamplificador y procesador de señal.

El detector elegido para el desarrollo inicial de investigación fue un fotodetector de silicio tipo N, de cuadrantes, el RCA mod. C-30845, el cual proporciona una intensidad de corriente inversa a la señal recibida. La señal de salida se trataba inmediatamente con las etapas apropiadas de amplificación para enviar esta señal a los servomotores.

Por la medida de la desviación de la imagen en el detector respecto al centro, se determina la desviación angular de la

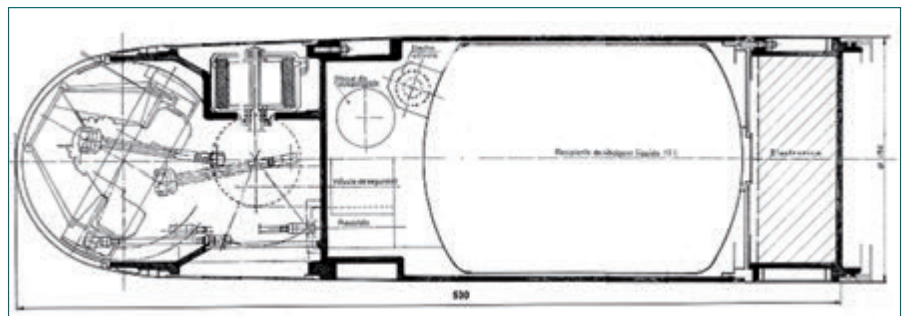


Fig. 3.33. Corte longitudinal del buscador del Scila. ■

visual del blanco referente a los ejes del misil. La desviación de la imagen se determina por sus dos coordenadas «eléctricas» respecto a los ejes del cuadrante, y que se obtienen según se indica en la Fig. 3.35, donde las I_i son las salidas eléctricas de cada cuadrante.

En cuanto al seguidor, consiste en un conjunto electromecánico que por medio de servomotores y bieletas proporciona al teleobjetivo detector el movimiento necesario para que la imagen del blanco se mantenga en el centro del detector. En la Fig. 3.36 se presenta el diagrama lógico del detector/seguidor, y en la Fig. 3.33 se aprecian sus componentes principales tal como se preveían para el posible futuro misil. En la Fig. 3.37 se muestra el plano del seguidor del modelo de investigación.

Puesto que la ley de guiado terminal en este misil es la «navegación proporcional», el movimiento del conjunto móvil del seguidor se mide con potenciómetros de los que se obtiene una señal proporcional a la velocidad angular de la línea de mira.

Se hace notar que, a diferencia del *Banderilla*, este vehículo no utilizaba una cabeza giroscópica para el seguimiento, sino que los pares se aplicaban al sistema óptico directamente con bieletas provenientes de servomotores fijos a la estructura. Naturalmente, el acoplamiento de la velocidad angular de la línea de mira con la del eje del vehículo se eliminaba con girómetros (giróscopos de velocidad) como ya se comentó al tratar este tema en el *Banderilla*. En este caso, el concepto del detector y el mayor tamaño del misil dificultaban seriamente la aplicación de la solución giroscópica; además, puesto que se trataba de un misil aire-tierra (blancos fijos o con muy baja movilidad), las exigencias dinámicas eran menores que en un aire- aire y aceptaban bien la solución no giroscópica.

Calculador de navegación y guiado

Este calculador recibía la siguiente información:

- Aceleraciones y actitud del vehículo en tres ejes. De aquí calculaba los vectores posición y velocidad del mismo, y la navegación propiamente dicha.

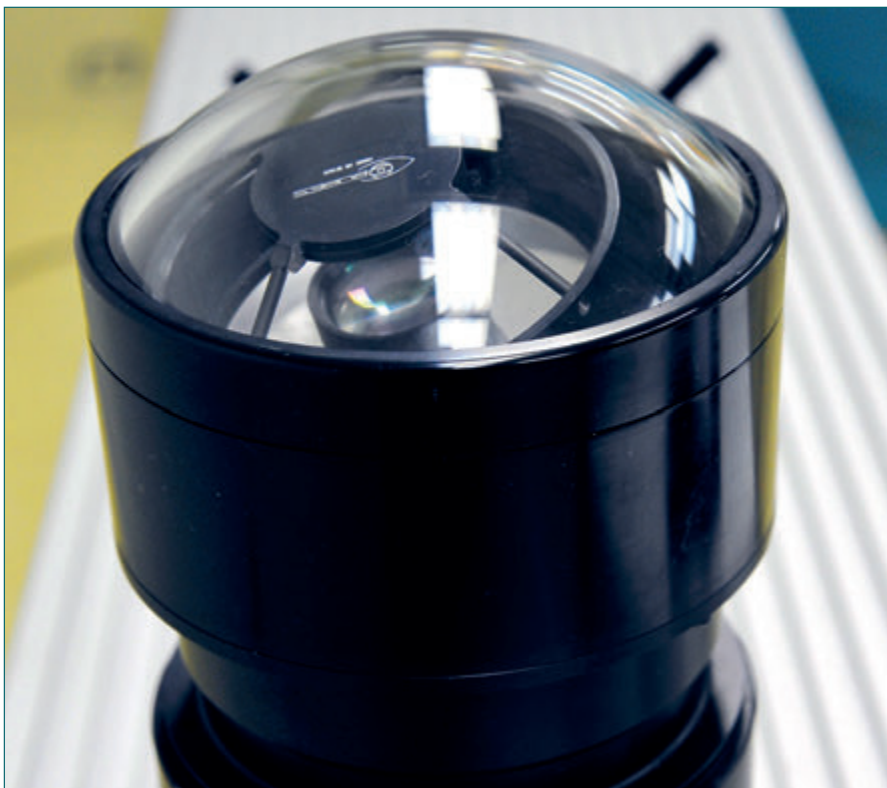


Fig. 3.34. Fotografía del buscador del Scila. ■

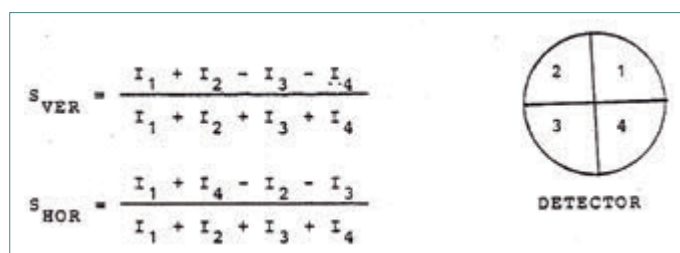


Fig. 3.35. Determinación de las «coordenadas» de la imagen. ■

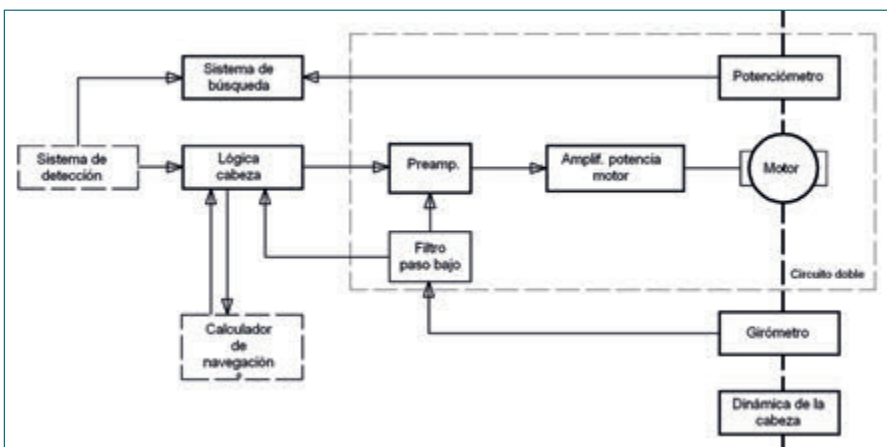


Fig. 3.36. Diagrama del lazo de seguimiento. ■

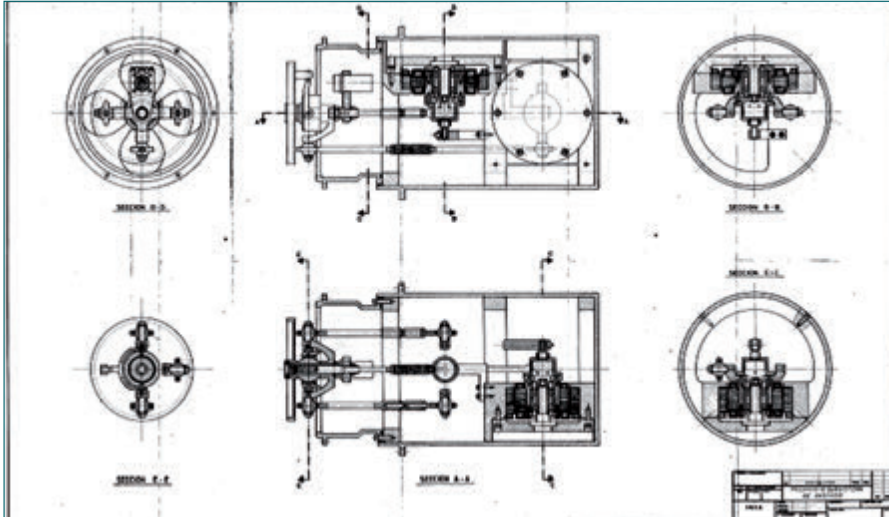
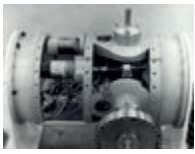


Fig. 3.37. Plano del seguidor del modelo de investigación. ■

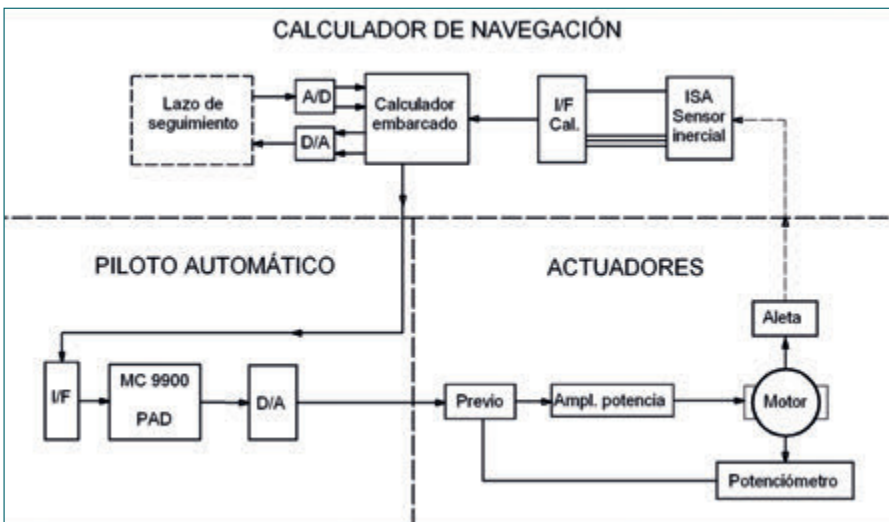


Fig. 3.38. Diagrama de Guiado y Control. ■

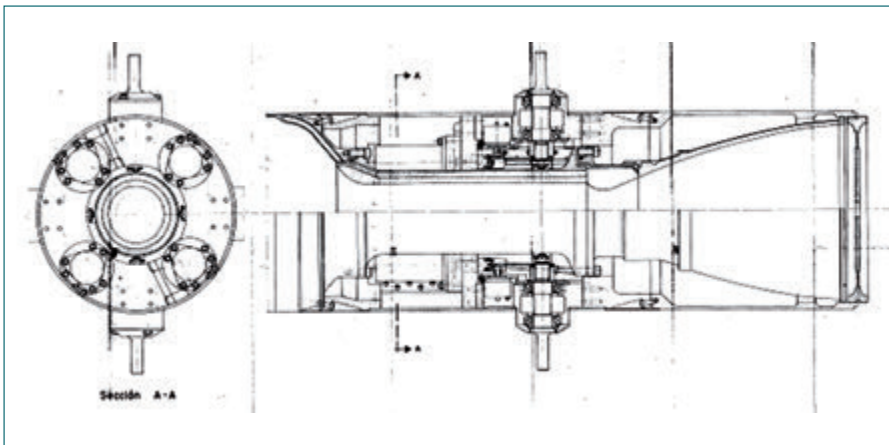


Fig. 3.39. Plano de actuadores. ■

b) Ángulos de desviación de la cabeza (rastreador) respecto al eje del vehículo (calculados en el lazo de seguimiento).

Además llevaba incorporados todos los algoritmos de guiado para las tres fases del vuelo ya descritas, que aplicados con las entradas a) y/o b), deducían las órdenes que se enviaban al autopiloto.

Inicialmente, tratándose de un desarrollo de investigación y cuando aún se prevenía el realizar los cálculos en distintos ordenadores, se utilizaron las tarjetas TI-900/100. Pero al poco tiempo, al incrementarse seriamente la carga de computación se decidió adoptar el Eclipse S/20.

En la Fig. 3.38 se presenta el flujo de señales e interfaces electrónicas en el calculador de navegación y guiado con el resto de subsistemas de guiado y control.

Autopiloto

Este subsistema se encarga de transformar los datos procedentes del calculador de navegación y guiado en las señales de tensión que determinarán el posicionamiento de los actuadores de forma que se consiga el movimiento adecuado del vehículo.

El concepto de pilotaje en este misil era el denominado «mando en posición», en el que las órdenes de factor de carga recibidas del calculador de navegación se convertían, con los algoritmos apropiados, en órdenes de posición de las aletas de control, existiendo una realimentación con la posición real de las mismas, que se medía con potenciómetros. Naturalmente, en el autopiloto se incluían, además, los retornos girométricos y redes de compensación necesarios para la estabilización.

Los cálculos específicos en el autopiloto se realizaban con el microprocesador Texas Instruments 9900.

Actuadores

Este subsistema se encarga de posicionar las aletas del vehículo según las órdenes del autopiloto. Esto se realiza mediante un servomotor que utilizaba un potenciometro

como medidor de la posición de la aleta («mando en posición»). La diferencia existente entre la salida del autopiloto y la medida del potenciómetro servía para realimentar al servomotor para anular ese error.

Puesto que el proyecto oficial no incluía el diseño de actuadores, estos no se llegaron a definir totalmente, aunque estaba en estudio avanzado utilizar los del INTA-300G (Fig. 3.39).

Simulación HWIL

La finalización del proyecto consistía en la simulación *Hardware In The Loop* (HWIL), es decir, con elementos reales en el bucle de control.

Esta se llevó a cabo en el Laboratorio de Guiado del INTA, que hubo de dotarse con equipo de simulación láser (emisor, espejo y pantalla).

Se utilizaron todos los equipos de laboratorio de guiado: calculador central, simulador rotacional, simuladores de emisión láser, excepto los simuladores de pares aerodinámicos, puesto que no se introdujeron los actuadores de aletas. El proceso de simulación HWIL está desarrollado en detalle en el Capítulo 5 al tratar del Laboratorio de Guiado, por lo que no se describe aquí.

Aunque el sistema Scila no se llegó a finalizar, el poso que dejó su proyecto a nivel de I+D fue esencial, tanto para la formación de ingenieros, que pudieron aplicar más tarde esos conocimientos bien en el INTA o en empresas del sector, como para el desarrollo de la tecnología de guiado y control en España.

EL MISIL TAJO

Definición y antecedentes

El misil *Tajo* fue un proyecto realizado entre los años 1986 y 1988 bajo la dirección de la Junta para la Investigación y Desarrollo de Cohetes (JIDC), dentro de la Subdirección General de Tecnología e Investigación (SGTCIN), actual Subdirección General de Tecnología y Centros (SGTCEN), de la Dirección General de Armamento y Material (DGAM) del Ministerio de Defensa.

Se trataba de un cohete tierra-tierra táctico con los siguientes requisitos iniciales: alcance superior a 100 km, carga militar de 200 kg y un peso total menor de 2000 kg.

Con este proyecto el Ejército de Tierra continuaba su tradición en cohetería tierra-tierra, modernizándola para introducirse en el campo de los misiles.

Desde finales del siglo XIX a principios del XX, el Ejército de Tierra, por medio de sus centros de Artillería, había construido cohetes derivados del tipo *Congreve* británico. Posteriormente y hasta los años cuarenta, se modernizaron esos cohetes de combate naval y terrestre, y se diseñaron otros para servicio de «mensajería» en los conflictos bélicos.

En forma similar al Ejército del Aire que creó su centro de investigación, el INTA, a mediados de los años cuarenta, el Ejército de Tierra desarrolló su propia tecnología de cohetes aprovechando técnicas británicas y alemanas de la 2ª Guerra Mundial, principalmente desde la creación del Laboratorio Químico Central de Armamento (LQCA) de La Marañosa en 1952.

Fue en este centro donde se comenzaron los desarrollos de los cohetes tierra-tierra tipos E, G y D modificando otros de origen alemán. Tenían alcances máximos entre 2 y 5 km, estando estabilizados por rotación (utilizando toberas con sus ejes desviados) y el propulsor estaba constituido por múltiples barras de propulsante tipo «doble-base»¹³.

Posteriormente, en 1958, se creó la mencionada JIDC para dirigir y centralizar los estudios sobre cohetes de los diversos centros técnicos del Ejército de Tierra, además del LQCA.

Así se diseñaron los modernos cohetes *Teruel* (15-20 km, 1968), *Duero* (40 km, 1985) y M-25 (25 km, 2000), que se desarrollaron en colaboración con la industria de defensa española.

Estos son vehículos ya estabilizados aerodinámicamente con aletas y con un único grano de propulsante, inicialmente de tipo «doble base», para pasar posteriormente al tipo «compuesto» con polibutadieno como combustible.

Aunque fue un proyecto del Ejército del Aire y no del de Tierra, un verdadero antecedente del *Tajo* fue el «Misil tierra-tierra de 400 km» del año 1976 el cual daría origen al «Cohete INTA-300 Guiado» que se ha descrito anteriormente.

De hecho, buena parte del personal INTA que trabajó en ese último proyecto también lo hizo en el del *Tajo*, transfiriendo a este sus conocimientos de cohetería, aerodinámica, control y guiado inercial.

El Proyecto del misil *Tajo* aprovechó los conocimientos sobre motores cohete, cargas militares y equipos de operación de los anteriores cohetes del Ejército de Tierra unidos a los ya mencionados del INTA. Se iniciaron los trabajos en 1985, abandonándose, por falta de dotación económica, en 1988, aunque continuaron los estudios sobre misiles tierra-tierra como indicaremos después.



El programa

Desde 1985 y durante la primera mitad de 1986, que fue cuando intervino el INTA, la JIDC dirigió la realización de los estudios iniciales por un equipo técnico formado por la Academia de Artillería (estudios tácticos), LQCA (propulsión, cabeza de guerra y guiado), INISEL (dirección de tiro) y Albajar (lanzador). En ellos se preveía que el diseño y definición del sistema se realizase a mediados de 1988 y el primer vuelo a mediados de 1990.

Para esos estudios el LQCA había contado con la colaboración de Ibermisil¹⁴, que llevó a cabo estudios del motor y de la cabeza de guerra. También se preveía la consulta a ERT sobre los dos anteriores subsistemas y la aproximación al INTA para el guiado y control. Como resultado contaban con unos estudios operativos y tácticos y unos diseños preliminares del vehículo, motores cabeza de guerra y lanzador. Sobre el guiado y control carecían de medios humanos y técnicos para acometerlo.

La experiencia del INTA en sistemas de guiado y control era conocida (misil *Banderilla*, INTA-300 Guiado, Laboratorio de Guiado, y asistencia técnica en el desarrollo de la SBGL-1000). Por ello, la JIDC se dirigió al Instituto en julio 1986, solicitando colaboración para el guiado y control del misil *Tajo*. Se ofreció a la JIDC una contribución de varios ingenieros del Departamento de Armamento Aeronáutico, con la infraestructura correspondiente¹⁵.

La primera reunión conjunta del equipo se realizaba el 10 de septiembre de 1986 y en ella se acordó que el INTA se responsabilizaría del control técnico del proyecto, además del diseño del subsistema de guiado y control, y de la configuración aerodinámica.

Por el momento se continuó con el resto de la distribución de trabajos indicada anteriormente, pero poco más tarde, tanto la propulsión como la carga militar pasaron a ERT, quedándose Ibermisil con la dirección de tiro. Se convino también que el INTA, así como el resto de participantes, realizase estudios y análisis preliminares, con la intención de que a primeros de 1987 se comenzase una fase de previabilidad, que se denominó Fase-0, con una duración de 1 año.

La reunión inaugural de la Fase-0 se celebró el 13 de abril de 1987¹⁶. Las responsabilidades de las distintas compañías se decidieron finalmente como: JIDC (dirección del programa con el apoyo de La Marañosa), Ibermisil (lanzador y cabeza de guerra), ERT (motor cohete), Academia de Artillería (operaciones y táctica) y al INTA se le adjudicaron los siguientes trabajos, todavía a nivel de estudios preliminares:

- Estudios conceptuales a nivel de sistema de arma.
- Configuración aerodinámica.
- Requisitos y estudio conceptual del motor cohete.
- Guiado y control.
- Dinámica general del sistema.
- Requisitos preliminares del sistema de tiro y lanzador.
- Normativa aplicable.
- Planificación del programa.
- Coordinación de los trabajos de las empresas (control del proyecto).

Para la ejecución de los estudios sobre esos temas, en 1987 se firmó un convenio entre la SGTECIN y el INTA por un valor de 12 Mpta [173 k€-act]. Realizados estos estudios, el programa se cancelaría en febrero de 1988.

El vehículo

Requisitos

Hasta la primera reunión de la JIDC con el INTA y las otras empresas, en septiembre de 1986, los trabajos se habían reducido a algunos estudios muy preliminares sobre los aspectos operativos, motor, configuración general y trayectorias, fijándose los siguientes requisitos básicos del misil:

Alcance operativo máximo	Igual o mayor de 100 km
Alcance operativo mínimo	20 km
Precisión	CEP de 300 m a 100 km
Cabeza de guerra	Masa de 500 kg. Cabeza portadora de granadas o submunición guiada
Masa total	Igual o menor de 2000 kg

Diámetro	Igual o menor de 500 mm
Longitud	Igual o menor de 6 m
Tipo de guiado	Inercial
Lanzador	Vehículo autopropulsado, con una o dos rampas de longitud menor de 10 m

Concepto del guiado del misil

El diseño del guiado del misil era una de las principales responsabilidades del INTA y, por otra parte, se hacía esencial definir pronto el concepto a aplicar al mismo, pues de él dependían en gran manera los requisitos necesarios para completar la configuración del vehículo, sus actuaciones, su precisión, etc.

Lógicamente, habiéndose concluido recientemente en el INTA el proyecto del vehículo INTA-300G, la primera intención fue aplicar una solución similar al *Tajo*.

Por tanto, se adoptó un guiado de tipo inercial; por otra parte, otras muchas de las soluciones utilizadas en el INTA-300G también podrían emplearse. Sin embargo, hubo una muy importante de la que se tuvo que prescindir; se trataba del corte de combustión calculado y ordenado en vuelo para el motor de la última etapa.

En el INTA-300G, con tres etapas, la tercera volaba a una altura tal que la atmósfera era ya suficientemente tenue como para que su variación no introdujese efectos demasiado importantes sobre el resto del vuelo del vehículo. Por tanto, se seguía un guiado tipo «Delta» con el que se calculaba en su ordenador el valor del ΔR (error en el impacto si se cortara la combustión en ese instante) de una forma continua durante la última fase del vuelo, y se auto-ordenaba el corte de combustión instantáneo de la tercera etapa cuando $\Delta R = 0$. A partir de ese momento, el vuelo proseguía según una trayectoria balística con muy pequeñas variaciones sobre la nominal.

Lo anterior no era aplicable al *Tajo* por dos motivos principales. Por un lado, para efectuar ese corte de combustión de forma precisa, habría que introducir una segunda etapa de muy baja aceleración para que se hiciera dejando un mínimo error en velocidad (0,5 m/s) como en el INTA-300G. Esto complicaba totalmente el diseño y la funcionalidad del *Tajo*. Pero aún era un inconveniente mayor que el citado corte de combustión en este misil debería realizarse a alturas relativamente bajas (del orden de 10000 m), con lo que la atmósfera remanente tenía todavía un gran potencial de variabilidad y por tanto de generación de error en el impacto.

Se adoptó una solución bastante innovadora para la época, en la cual se volaba también con un guiado «Delta», calculándose en el misil el error ΔR en el impacto, pero manteniendo el control hasta un tiempo bastante más largo que el de combustión. Cuando se anulaba ΔR se ordenaba cesar el control y el misil continuaba según una trayectoria balística y los errores de impacto deberían resultar ahora suficientemente pequeños.

Naturalmente, el análisis de este tipo de guiado llevaba implícito el conocimiento de la configuración del misil y de sus trayectorias, lo que obligaría a realizar estudios simultáneos y realimentados de las distintas áreas indicadas.

Para que el valor de ΔR calculado convergiera hacia cero, era preciso que la trayectoria de vuelo estuviese suficientemente próxima a la nominal en su parte final, anterior a la detención del control. Para ello, se diseñó la correspondiente ley de control de actitud que se dedujo de numerosas simulaciones *software*. Como resultado se decidió la siguiente estrategia de guiado:

Fase 0. Prelanzamiento

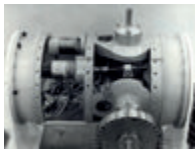
Determinación de condiciones y datos iniciales, inicialización de la plataforma inercial, transferencia de datos al ordenador embarcado, etc.

Fase 1. No controlada

El control está inhibido, o bloqueado, por razones de seguridad durante la trayectoria en el lanzador y sus proximidades. Duración $\approx 1,0$ s. La navegación, determinación del vector de estado, está activada.

Fase 2. Trayectoria rectilínea

Se controla la trayectoria hasta un tiempo ligeramente superior al de combustión, de forma que el vehículo continúe de forma rectilínea para obtener así el máximo alcance. La navegación se mantiene activada.



Fase 3. Trayectoria de precisión

En esta fase, con una duración del orden de 15 s después de la combustión, se continúa la navegación, se va calculando el error en el impacto ΔR instantáneo con un guiado tipo «Delta». Al mismo tiempo el sistema de control hace que la trayectoria se aproxime suficientemente a la nominal. El misil corta el control y bloquea los controles cuando se alcanza $\Delta R = 0$.

Fase 4. Vuelo Balístico

El misil sigue una trayectoria balística libre hasta la reentrada, que se estima comienza a una altura de 50 km.

Fase 5. Reentrada

Durante la reentrada se bloquean los cuatro controles con un ángulo de deflexión ($\approx 30^\circ$) igual y en el mismo sentido para todos ellos. El objeto es imprimir un fuerte giro al vehículo, que produzca una estabilización giroscópica para minimizar errores de viento.

Equipos de guiado

En el corto tiempo que duró el trabajo no se pudo avanzar mucho más que estudiar los requisitos precisos para este sistema.

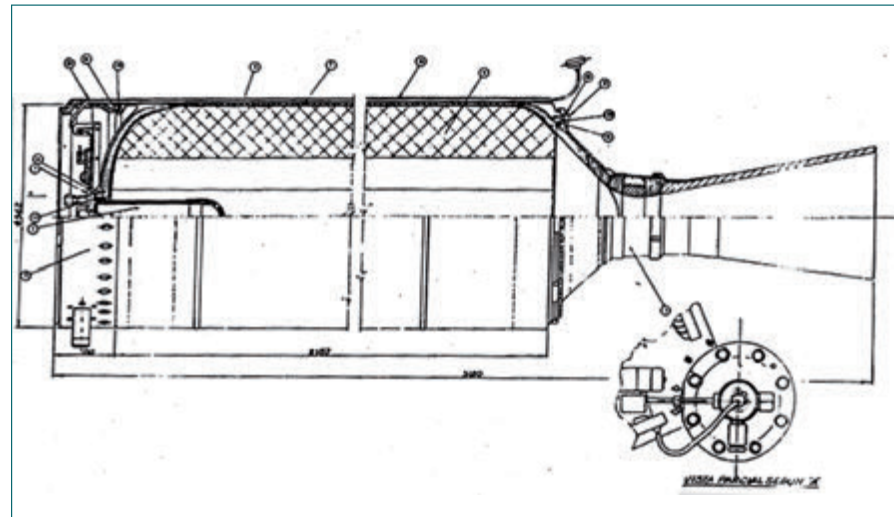


Fig. 3.40. Primer diseño de Ibermisil para el motor de un solo escalón. ■

Se consideraron las mismas plataformas, actualizadas, de tipo militar que se habían seleccionado para el INTA-300G (Kearfott y Honeywell). Desde el punto de vista técnico-operativo eran también aplicables a este proyecto, con la ventaja de que ahora debían presentarse muchos menos problemas para su adquisición, al menos teóricamente, dado que España era ya un país miembro de la OTAN. No hubo ocasión de comprobarlo en la práctica.

Motor cohete

El motor cohete fue inicialmente responsabilidad de Ibermisil y posteriormente de ERT. Asimismo el INTA, por su papel en la configuración del misil, de la dinámica del mismo y del concepto técnico general, rea-

lizó diversos estudios conceptuales utilizando datos de las otras compañías y generando los suyos propios al respecto.

Básicamente se analizaron dos tipos de motores. Uno, con un solo escalón; y otro, con un diseño de grano tal que generaba dos escalones de empuje. Aunque no se llegó a una solución definitiva, se indican aquí las características de los dos.

Un escalón de empuje

En la Fig. 3.40 se muestra el diseño inicial del motor de un solo escalón de Ibermisil.

Dos escalones de empuje

El concepto de este motor fue propuesto por el INTA.

En la Fig. 3.41 se muestra una configuración conceptual del misil con motor de dos escalones.

Motor con un solo escalón de empuje Diámetro	
Diámetro	500 mm
Longitud	3600 mm
Masa de propulsante	918 kg
Empuje medio	15 395 kg
Tiempo de combustión	14,2 s
Impulso específico medio	230 s
Masa total de motor	1146 kg

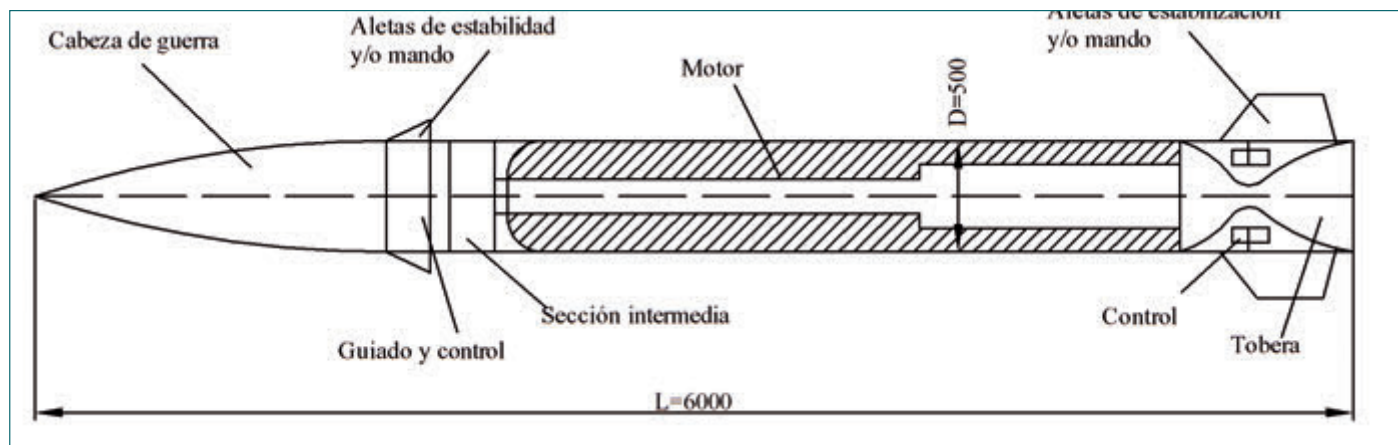


Fig. 3.41. Concepto de misil *Tajo* con motor de 2 escalones. ■

Motor con dos escalones de empuje		
Diámetro	500 mm	
Longitud	3600 mm	
Masa total del motor	950 kg	
	Escalón 1º	Escalón 2º
Masa de propulsante	620 kg	100 kg
Empuje medio	24 283 kg	473 kg
Tiempo de combustión	6s	38s
Impulso específico medio	235s	180s

Aunque el motor de dos escalones ofrecía mejores actuaciones, siendo incluso más ligero, hasta la suspensión del proyecto se mantendría el diseño básico con un solo escalón, puesto que cumplía con las especificaciones mínimas y su fabricación resultaba mucho más sencilla.

Configuración y actuaciones

En el análisis de la configuración aerodinámica se consideraron principalmente tres aspectos: disminución de la resistencia aerodinámica, volumen apropiado de la ojiva y distribución de los elementos para el control.

Los dos primeros involucraban directamente a la forma de la ojiva. Se estudiaron tanto las de mínima resistencia como las circulares tangentes y secantes al perfil del fuselaje, la Von Karman y las parabólicas con exponentes $n = 1/2$ y $n=3/4$. Cada una de ellas puede ser óptima dependiendo del régimen de vuelo y de otros requisitos que se puedan imponer. Siendo el Mach máximo alcanzado por este misil del orden de $M = 4$, la elección estaría entre una parabólica y una de tipo circular secante. En cuanto a las características volumétricas, la secante no es de las más apropiadas. En la Fig. 3.42 se muestran algunas de las configuraciones geométricas analizadas. Era preciso avanzar más con

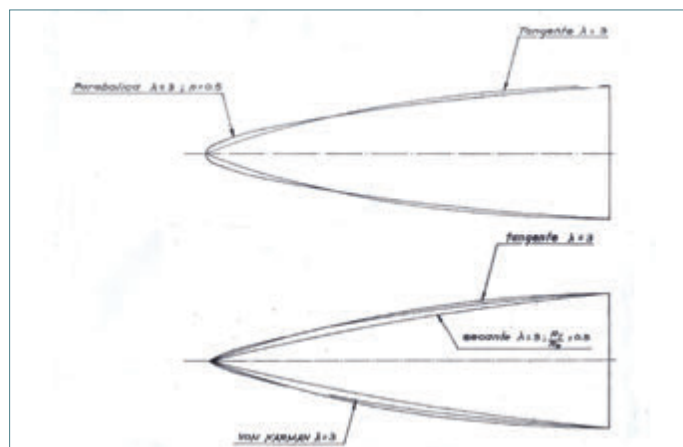


Fig. 3.42. Perfiles de ojiva analizados. ■

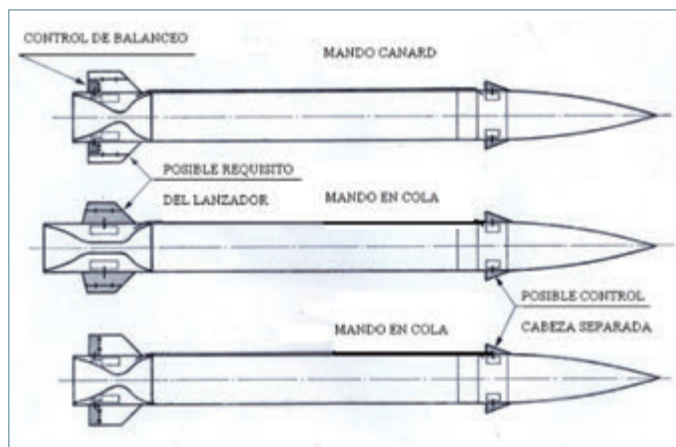


Fig. 3.43. Tres configuraciones del *Tajo* en estudio. ■



simulaciones de vuelo para decidir el tipo más adecuado, aunque en principio se trabajó con la circular secante que proporcionaba la mínima resistencia.

En cuanto a la configuración general del vehículo, se comenzó el análisis comparativo de tres tipos: primera, *canard* con alerones traseros para control de balanceo; segunda, con mando «clásico» en cola con movimiento de la superficie completa de las aletas; y la tercera, también «clásica» pero con alerones en las aletas traseras. A las de mando en cola se las dotó también de unas pequeñas móviles delanteras, que deflectadas todas en el mismo sentido un importante ángulo (20°-30°) durante la reentrada, provocarían un fuerte giro axial para disminuir los errores. Estas tres configuraciones se presentan en la Fig. 3.43. Se hace notar que, a efectos ilustrativos, en la Fig. 3.41 se muestran las dos posibilidades de control *canard* y «clásico» superpuestas aunque, naturalmente, solo se utilizaría una de ellas. No fue posible, por falta de tiempo, profundizar más en el tipo de configuración general.

Los pesos, dimensiones y actuaciones de los vehículos caracterizados con motor de uno o dos escalones, indicados anteriormente, se muestran en la tabla adjunta.

	Un escalón	Dos escalones
Diámetro	500 mm	500 mm
Longitud	6 m	6 m
Masa del motor	1146 kg	900 kg
Masa de guiado y aletas	200 kg	200 kg
Masa de carga militar	500 kg	500 kg
Alcance	120 km	150 km
Angulo lanzamiento	40°	40°
Tiempo de guiado	30 s	45 s

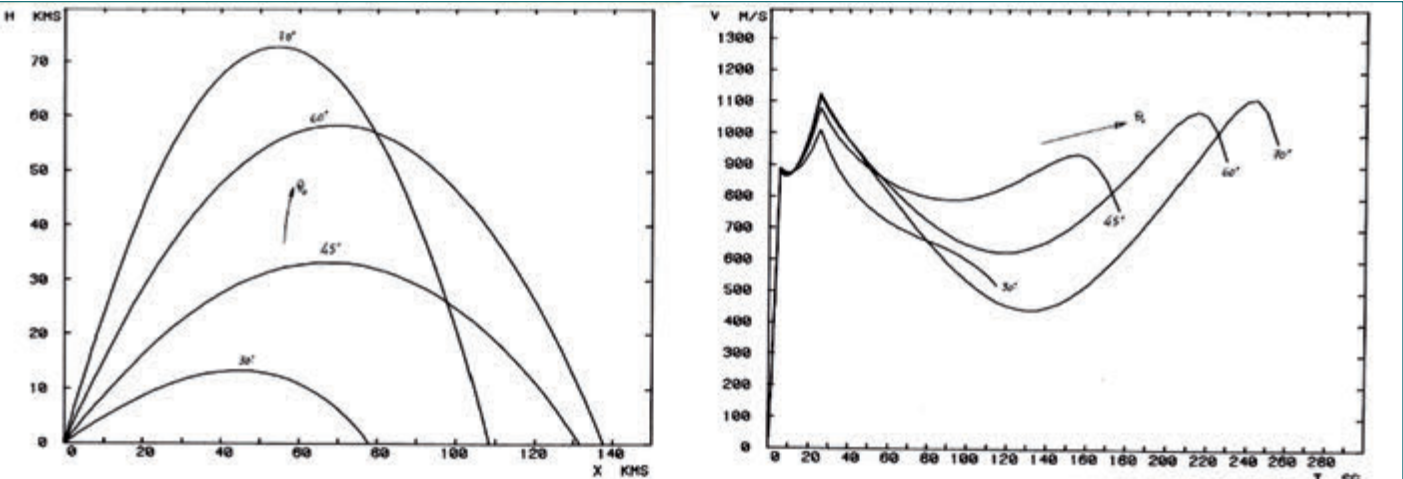


Fig. 3.44. Trayectorias misil *Tajo*. Versión con un escalón de empuje. ■

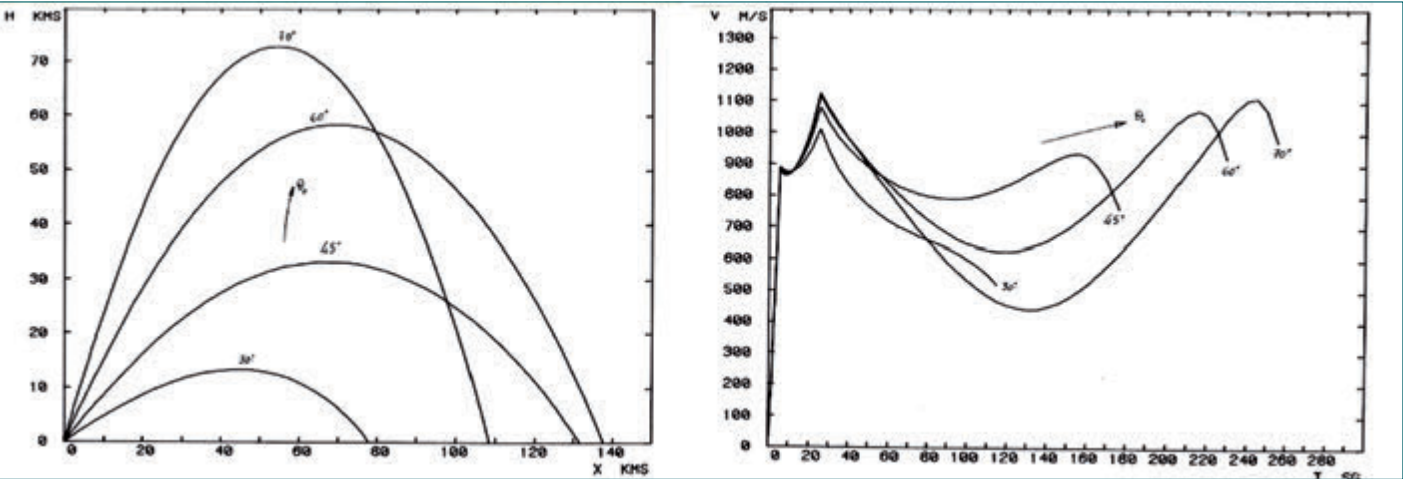
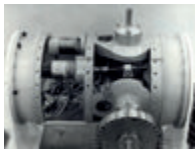


Fig. 3.45. Trayectorias misil *Tajo*. Versión con dos escalones de empuje. ■

En las figuras 3.44 y 3.45 se presentan las actuaciones con uno o dos escalones de empuje respectivamente.

Se puede apreciar que los requisitos iniciales de una masa total inferior a 2000 kg y un alcance superior a 100 km se podían alcanzar claramente.

Posteriormente a este proyecto, al principio de los años 2000, el LQCA continuó los estudios sobre misiles tierra-tierra iniciados con el *Tajo*, pero esta vez con el apoyo de la Cátedra de Misiles y Vehículos Espaciales de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos (ETSIA), donde se encontraban algunos ingenieros provenientes del INTA y del LQCA y que habían trabajado en el *Tajo* y otros proyectos de esos organismos¹⁷. Este sería el caso del MC-2000, derivado del cohete *Duero*, con guiado inercial y control por inyección de líquidos en la tobera. Asimismo, en 2007-2010, se realizó, también en colaboración con la mencionada cátedra, el nuevo estudio *Duero Guiado*, introduciendo en ese cohete un control aerodinámico tipo *canard* y un guiado INS-GPS con características especiales para alta precisión (un CEP de 5 m). Lamentablemente, el LQCA de La Marañosa no pudo contar para comenzar este trabajo con el soporte de sus órganos superiores.



Notas

1. En el siglo XX la historia de la automática aeronáutica en España, y posiblemente en el mundo, comienza con el *Telekino* de Leonardo Torres Quevedo, ingeniero de Caminos, que figura como un primer hito de la automática de ese siglo (1903) en la selección de «*milestones*» del IEEE. Este desarrollo incluía entre sus objetivos principales el telecontrol de dirigibles, que también diseñaba Torres Quevedo. De hecho, el Ejército le facilitó, hasta 1910, el Centro de Ensayos de Aeronáutica, cerca de Guadalajara, para la instalación del Laboratorio de Automática donde desarrollar sus inventos. (El *Telekino* se ensayó con embarcaciones pero no se sabe si se llegó a ensayar con dirigibles), (Antonio Pérez Yuste, Enero 2008)

Ese Laboratorio, bajo distintas denominaciones y dependencias se mantuvo hasta 1939 (su creador y director había fallecido en Diciembre de 1936), en que fue integrado en el Centro Superior de Investigaciones Científicas (CSIC) siendo el origen del Instituto Torres Quevedo, actualmente Centro de Tecnologías Físicas Leonardo Torres Quevedo (CETEF). En el Laboratorio de Automática, aparte del *Telekino*, no se realizó ningún otro automatismo importante explícitamente aeronáutico. Sin embargo, si se hicieron desarrollos importantes en otras áreas, como máquinas automáticas de calcular y escribir analógicas, automatismos en redes eléctrica, numerosos instrumentos medidores, etc. (Roberto Moreno García, y Ana Romero de Pablos, Abril 1977).

En paralelo, pero ya en los años 50, el Profesor José García Santesmases, a partir de su Cátedra de Física Industrial de la Facultad de Ciencias de la Universidad Complutense, impulsó la creación (1952) dentro del CSIC del Instituto de Electricidad y Automática (IEA), ubicado en la Facultad de Ciencias y que se mantuvo hasta 1971. En ese año el CSIC lo substituyó por el Instituto de Automática Industrial (IAI) situado en Arganda. (Sebastián Dormido Bencomo, Abril 2007).

El profesor Santesmases se jubiló en 1977 y falleció en 1989. Los desarrollos del IEA fueron importantes, sobre todo en el campo del cálculo digital pero, como en el caso anterior, no se produjeron desarrollos de aplicación directa y características típicas aeronáuticas. Es pues el INTA el que, lógicamente, intervendría en su momento para atender las aplicaciones aeronáuticas.

2. Quizás entonces en España se pensaba, erróneamente, que lo «verdaderamente aeronáutico» era el vehículo avión: aerodinámica, motor y estructura, considerando a los «equipos» como algo bastante menos esencial.

3. También en las otras Escuelas Técnicas involucradas con el tema se incluyeron por primera vez asignaturas mencionando explícitamente en el título temas de automática al aplicarse el Plan-57 a 5º o a 4º. Así, en Industriales se introdujo «Regulación y Servomecanismos» y en Telecomunicación «Servosistemas». En Caminos no se introdujo ninguna con título específico, pero esa materia se impartía dentro de otras asignaturas afines y, además, Caminos albergaba y alberga el Museo Torres Quevedo, que colabora a mantener la llama en esa actividad. Así mismo sobre esos años, con el Plan-66, se creó la asignatura de «Automática» en la Cátedra del Profesor Santesmases de la Facultad de Ciencias de Madrid, aunque se había venido ya impartiendo esa materia dentro de otras relacionadas (como también había ocurrido en las mencionadas Escuelas Técnicas) y en otros centros como la IEA. Insistimos que estos fueron hechos iniciales; posteriormente a los años 60 las materias sobre automática se difundieron notablemente en las Escuelas y Facultades relacionadas con el tema, así como se multiplicaron los trabajos de investigación afines producidos en los Departamentos correspondientes.

Quizás sea este el lugar adecuado para expresar nuestro agradecimiento a las personas que han colaborado con su información e indicaciones a la realización de toda esta reseña histórica, proporcionando datos incomparablemente mas extensos pero que, por las exigencias que presenta una simple «introducción a un Capítulo», han debido reducirse drásticamente a una mínima expresión. Estas personas son los Profesores: José María Marcos Elgoibar (Aeronáuticos), Jesús Fraile Mora (Caminos), Fernando Matía Espada (Industriales), Javier Gismero Menoyo (Telecomunicaciones), Sebastián Dormido Bencomo (UNED. Ingeniería Informática).

4. A esta reunión asistieron: por el Ejército del Aire, el jefe del Servicio de Armamento coronel Ignacio Alfaro Arregui y el jefe de su Sección Técnica, teniente coronel Juan Manuel Cabeza Suarez; por el INTA: el director del Departamento de Equipo y Armamento, Guillermo Pérez del Puerto, Gabriel Peña Aranda y Pedro Sanz-Aránguez; y por Matra, los señores Graaf, Cadou, Truchet y Marcote.

5. La denominación formal, muy poco usada en la práctica, fue Misil Aire-Aire INTA-156, aludiendo a su diámetro, pero se le bautizó como *Banderilla*. Este nombre fue sugerido por los franceses y aceptado por los españoles, con la oposición de algunos ingenieros, que veíamos en ello un cierto fondo de opereta, además de una posible fuente de bromas relativas precisamente a la efectividad taurina de una banderilla.

6. El misil antiaéreo *Mistral* era una excepción, pues está dotado de una ojiva piramidal con las caras transparentes a la radiación IR.

7. El equipo de trabajo constaba de once ingenieros: Gonzalo Fernández Romero y José Luis García Almuzara (Autodirector y Autopiloto), Pedro Sanz-Aránguez y José Luis Quesada Rodríguez (Diseño General, Leyes de Guiado y Mecánica de Vuelo); Gabriel Peña Aranda y Manuel Segura Arias (Propulsión

y Carga Militar); Siro Pérez Alonso y Juan Pérez Molla (Óptica y Sensores IR); Pedro Pintó Tardón, Julio Fernández Perdido y Luis Diéguez Sánchez (Energía, Electrónica e Interfaz con avión). La dirección del proyecto la llevó el director del Departamento de Equipo y Armamento, Guillermo Pérez del Puerto.

8. La Comisión estaba formada por el Ejército del Aire: el Presidente General Carlos Franco Iribarnegaray y ocho jefes de distintos Mandos y Servicios; tres representantes de las Fuerzas Aéreas francesas; INTA: Guillermo Pérez del Puerto, Siro Pérez Alonso, Gabriel Peña Aranda, Gonzalo Fernández Romero, Pedro Sanz-Aránguez y Pedro Pintó Tardón; y Matra: los señores Cadoux, Palorci, Le Bel y Truchet.

9. Esta figura, así como algunas otras de este capítulo, se han reconstruido con la intención de ganar en claridad, aunque ello traiga como contrapartida el perder el sabor de las originales.

10. El acuerdo se llevó a cabo con la Hawker Siddeley Dynamics Ltd. (SD), que en 1977 pasaría a formar parte de la BAe.

11. El equipo estaba formado por Pedro Sanz-Aránguez (director del proyecto), José Luis Quesada (director del Diseño General), Cristóbal Martín Rico y Ángel Arteaga (Guiado y Control); Tomás Elices Concha, Ángel Mateos Palacios y José Eugenio Garmendia Merino (Dinámica y Actuaciones); Domingo Moratilla Fernández y Mariano Vázquez Velasco (Aerodinámica); y José María Monasterio (Propulsión). La Dirección institucional se llevaba en el Departamento de Equipo y Armamento, del que era director Guillermo Pérez del Puerto y subdirector José María Goya Cabezón.

12. El primer director fue Cristóbal Martín Rico, que dejó el INTA en 1983. Le sustituyó Enrique García Alcázar hasta 1985, que también lo abandonaría, haciéndose directamente cargo de la dirección del proyecto el jefe de Sección, José Luis Quesada Rodríguez.

13. Véase J. M. Manrique, M. A. Martínez, y S. Sánchez Renedo: *Cohetes y misiles en España (1940/2003)*; Madrid: Edefa, 2003 [extra nº 66 de la revista *Defensa*] y J. Santociles: *Órganos de Stalin Made in Spain. La Artillería cohete en el Ejército Español*; Valladolid: Quirón Ediciones, 2003 [*Cuadernos de Revista Española de Historia Militar*, nº 2].

14. Ibermisil era un consorcio de empresas públicas de defensa: CASA, Inisel, ENSB y EN Bazán. Había sido creado por el INI para cubrir el déficit tecnológico nacional en el área de misilística, así como para canalizar la presencia española en programas de cooperación internacional. Su gestión se hacía desde CASA.

15. Pedro Sanz-Aránguez, Director del Departamento, llevó inicialmente la dirección del proyecto, siendo sustituido, tras su marcha del INTA en 1987, por José Luis Quesada Rodríguez trabajando en equipo con Carlos Egea Moreno, Gonzalo Mosquera Vázquez, José Ramón Martín Romero y Agustín Rodríguez Lozano.

16. JIDC: El general director José Pontijas de Diego como presidente con el coronel Alfonso Cebollero Alonso y el coronel Manuel López Pardo; Academia de Artillería; coronel Agapito de Simón Abad y cte. Luis Crooke Gorría; INTA: Pedro Sanz-Aránguez, Julián Simón Calero y José Luis Quesada Rodríguez; Inisel: Rafael Rodrigo Blanco y Gabriel Muñoz Galián; Ibermisil: Guillermo Castilla Alcalá, Miguel Serrano y Salvador Gil; ERT: Domingo Moratilla Fernández; ENSB-Cetme: Antonio Sánchez García.

17. La cátedra estaba a cargo de Pedro Sanz-Aránguez, que sucedió a Luis Pueyo como titular de la misma; en esta época contó con los profesores Tomás Elices Concha, Juan Piñeiro, Patxi Etxaniz, Javier Valera, Francisco de Borja Ibarrondo y Pedro de Vicente.



El programa *Capricornio*



La historia del *Capricornio* es una historia con un final triste. Es sabido que no todos los programas llegan a su término; es más, una gran mayoría se quedan en el camino. El *Capricornio* fue uno de estos, pero con una salvedad: su fin fue abrupto, un pasar página, un cierre de arcones y una dispersión del equipo de trabajo. Lo que hubiera parecido más razonable, dicho esto con las reservas y cautelas que se quiera, era haber aprovechado lo más de lo hecho, pero no fue así. O quizás, algún malintencionado podría argüir que no había nada digno de conservar. Aquí no daremos respuesta, solo contaremos cómo empezó todo, cómo evolucionó y lo que se hizo: su historia. Las posibles incógnitas quedarán para que otros las desvelen.

Visto en la distancia, el *Capricornio* era una continuación lógica de los anteriores cohetes de sondeo y guiados. Estos desarrollos llevaban implícita la idea de continuación, de evolucionar hacia nuevos vehículos; tanto el INTA-100 como el INTA-300G son un ejemplo de ello. Si bien las posibles continuaciones iban primeramente en la dirección de vehículos militares, la tecnología de la cohería siempre fue de doble uso con su aplicación a los vehículos lanzadores. Un sistema de guiado tierra-tierra es válido para un inyector de satélites y los grandes motores de los misiles también pueden ser útiles en ese caso. Por todo esto, y a pesar de que los integrantes de los primeros equipos de la cohería se habían dispersado por la industria española en los años ochenta, todavía permanecía en los que aún quedaban ese espíritu de ir más lejos, con la convicción de que el salto a los lanzadores si bien no era fácil tampoco era una quimera.

En los años ochenta los vehículos lanzadores eran ya un hecho establecido en el mundo, y el espacio había adquirido un aspecto comercial importante. Los satélites se miniaturizaban y consecuentemente parecía existir un campo para los pequeños inyectores. Al final de esa década, la situación de la cohería en el INTA estaba en un momento muy bajo, y una acción que la podría remediar era un proyecto de cierta entidad que potenciase otra vez toda la tecnología de la propulsión y el diseño de vehículos guiados. En este sentido, en 1988, la dirección del INTA solicitó un estudio sobre la posibilidad de abordar en España el desarrollo de un pequeño lanzador de satélites. La respuesta se completó en febrero de 1989¹, y aún con la imprecisión e indefinición propias de los conocimientos que entonces se tenían sobre esa materia, se llegaba a la conclusión de que era posible. Las actuaciones elegidas para ese vehículo se parecían bastante a las del vehículo norteamericano Scout², e incluso se aventuraba un posible presupuesto: unos 10 000 Mpta [127 M€-act], más otro tanto para la base de lanzamiento. Era el primer aldabonazo de que no era descabellado pensar en un lanzador. El mencionado informe habría acabado en el reino de los deseos, pero, a mediados de 1989, se producía la entrada en vigor de los nuevos estatutos del INTA, que implicaban una profunda reorganización y la llegada de una nueva dirección³ que animaría este proyecto, entre otros. Así nació el programa *Capricornio*, que en la reciente organización se asignó a la Subdirección de Programas Aeronáuticos⁴. La intención de la dirección en aquellos años era más bien adquirir tecnología, pero los que nos pusimos manos a la obra con el trabajo íbamos más allá: queríamos también el vehículo.

El programa *Capricornio* se extendió desde 1990 hasta finales de 1998. Estos nueve años los podemos dividir en tres periodos. El primero, que identificaremos como el primer *Capricornio*, desde los balbuceos iniciales en 1990 hasta el tercer trimestre de 1993, cuando se paralizó el desarrollo y se introdujo el vehículo demostrador *Argo*. El segundo, que trata sobre este vehículo, abarcó hasta mediados de 1996, momento en que se vuelve al *Capricornio*, ya en su segunda versión. En el tercer tramo coexistieron ambos vehículos hasta el final del programa.

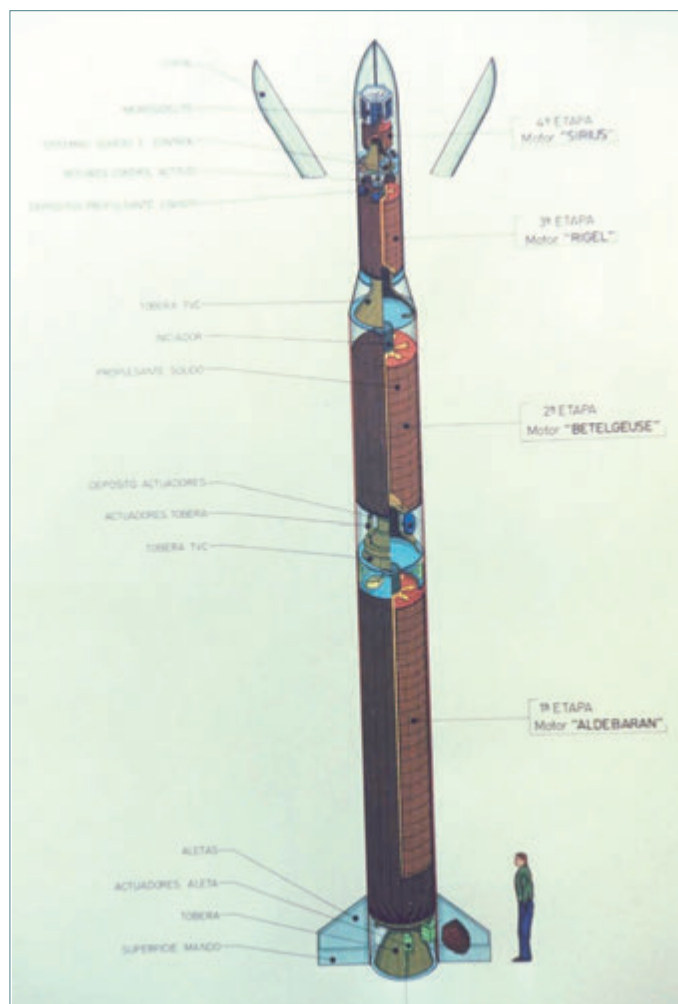


Fig. 4.1. Dibujo naíf de los primeros tiempos. ■

EL PRIMER *CAPRICORNIO*

La presentación de este primer *Capricornio* la analizaremos por años, en la idea de reconstruir el proceso cronológico, en el que se interrelacionan las definiciones del sistema y la búsqueda de las soluciones tecnológicas para su desarrollo. También queremos recalcar la tarea de «reconstruir» el equipo básico de trabajo a partir de los ingenieros y técnicos que quedábamos de los anteriores proyectos, y además de terminar el desarrollo del INTA-100 y preparar los dos últimos INTA-300B. Estas acciones tuvieron el valor de entrenar y dar cohesión al nuevo equipo⁵.

Como preliminar, presentamos en la Fig. 4.1 una visión, más bien *naïve* preparada para alguna presentación, que pone de manifiesto cómo se veía el vehículo en esos primeros tiempos, todavía como un heredero directo de los cohetes de sondeo. Los motores tenían la configuración clásica en estrella, la separación de etapas se suponía a base de diafragmas colapsables, se le dotaba de aletas con mando aerodinámico. Además, entonces, el título de «Capricornio» se aplicaba a la totalidad del programa, mientras que al vehículo se le designaba *Argo*, aunque por la vía de los hechos, ya desde muy al principio, se le adjudicó el nombre de *Capricornio*, que es lo que se mantendría.

Año 1990

El trabajo realizado en 1990 consistió en fijar una configuración básica que sirviese de partida para un estudio de viabilidad posterior. Sin embargo, el personal entonces existente era muy escaso y los datos y herramientas sobre los que sustentar de forma realista el proyecto eran aún muy endeble. Aunque el camino fue arduo e incierto, en el tercer trimestre ya se tenía una idea bastante clara de cómo proseguir.

Una circunstancia que se puso de manifiesto desde los comienzos era la casi imposibilidad de abordar el desarrollo de todos los motores en España, por lo que se

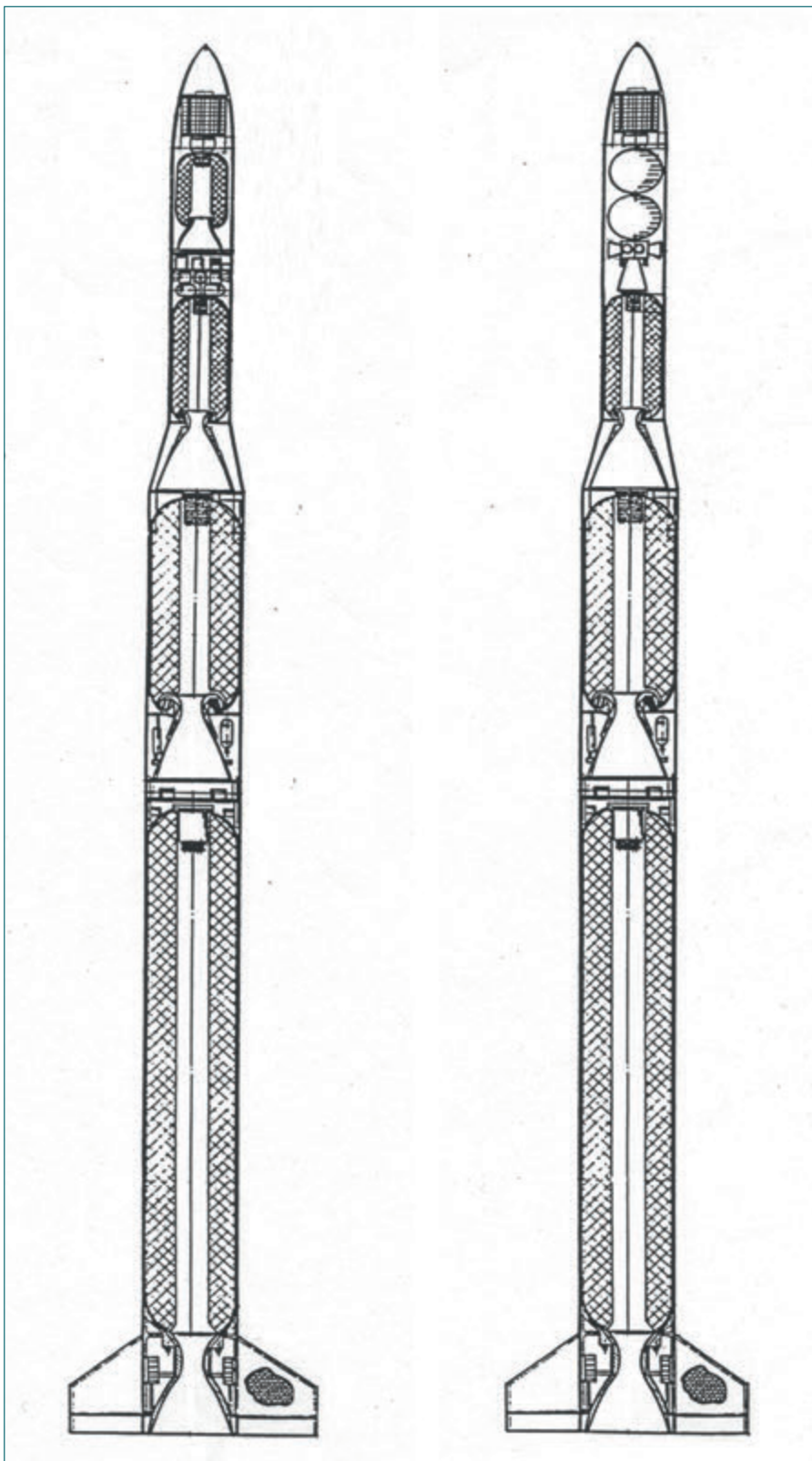


Fig. 4.2. Vehículo de cuatro etapas. ■



empezó a buscar posibles suministradores. Dada la buena relación que se había tenido con el Reino Unido, pues la tecnología de propulsores y motores de que se disponía había provenido de allí, tal como se ha explicado con los cohetes de sondeo y en los guiados, se enfocaron las primeras gestiones hacia las antiguas fuentes. En esta línea se consideró utilizar como primera etapa el motor *Stonechat*, cuyo propulsante era similar a los motores del INTA-300, y que además era el de mayor tamaño construido con propulsante plástico, con una masa de unos 5100 kg⁶. Sin embargo, esta opción se descartó pronto, puesto que no era suficiente para las actuaciones que se deseaban, que entonces estaban fijadas en un satélite de 50 kg en una órbita de 250 km. Además esta tecnología estaba ya obsoleta e incluso se habían desmantelado sus plantas de producción⁷. No obstante, los análisis hechos con ese motor permitieron poner a punto instrumentos de cálculo y dio una cierta visibilidad de las intenciones españolas en Europa.

En junio de 1990 se fijaba la primera especificación que ya casi se mantendría: 50 kg en órbita polar circular de 600 km, un nicho que no estaba cubierto, pues los vehículos en servicio o proyecto eran bastante mayores⁸. Con estos datos se analizaron posibles configuraciones, seleccionándose una de cuatro etapas, siendo la primera de masa similar a la del *Stonechat*. Estas ideas, ya bastante más claras en el mes de octubre, fueron la base de los datos definitivos que quedaron reflejados en el informe final de año, en el que además se incluían el análisis de las tecnologías necesarias, la situación española y los puntos de lanzamiento, todo ello junto a la programación para iniciar la fase de viabilidad.

El vehículo previsto tenía una longitud de 15,2 m y una masa total de 10 529 kg. Las masas de los cuatro motores eran 7266, 2230, 774 y 189 kg, respectivamente; en todos se suponía que tenían una fracción másica de propulsante de 0,89 y los diámetros eran de 1100 mm la primera, 800 la segunda y 700 para las otras dos. También se consideró el supuesto de que la cuarta fuese líquida, pero no se analizó de momento esta posibilidad con detalle. En la Fig. 4.2 se muestra esta primera versión con sus variantes «sólida» y «líquida» de la cuarta etapa.

Para el punto de lanzamiento se contempló como ubicación teórica deseable la isla de El Hierro, pues es el único punto de la costa española desde el que se puede conseguir una órbita polar lanzando hacia el sur. No obstante, también se consideró El Arenosillo, al menos para los primeros vehículos, aunque el acimut de lanzamiento utilizable sería de 220°, esto es, contra la rotación de la Tierra, con una pérdida considerable de actuaciones.

El proyecto se incluyó en los presupuestos del INTA como programa «no agregado»⁹, lo cual significaba que tenía una dotación específica dentro de los Presupuestos Generales del Estado, en el apartado correspondiente al INTA con el título «Lanzador de Microsatélites». Además, su existencia saltó a la prensa especializada¹⁰.

Por último, como consecuencia de los trabajos realizados, se fijaron las líneas maestras o estratégicas del programa, que eran:

- Potenciar la capacidad de diseño, desarrollo y fabricación de motores cohete con un límite de unos 5000 kg de propulsante, con orientación del vector de empuje.
- Proseguir y completar las capacidades con vehículos guiados inercialmente.
- Potenciar la potencialidad nacional en estas áreas comenzando por el INTA y luego por la industria, acudiendo al extranjero lo menos posible.
- Crear una tecnología en estas áreas, la cual permitiese participar en los desarrollos que pudiera haber en Europa, desde una buena posición de partida.

Año 1991

La labor que se efectuó en 1991 fue muy fructífera a pesar de que los equipos de trabajo eran aún reducidos y los medios e instrumentos de análisis no tenían todavía el nivel deseado. El año se inició con el estudio de viabilidad, bastante ambicioso en su planteamiento. El vehículo de partida, con cuatro motores imaginarios, evolucionó hacia solo tres, de los que uno se obtendría en el mercado, otro provendría de modificar alguno de los ya existentes y el tercero se desarrollaría. El criterio de abordar un motor en España era consecuente con las líneas estratégicas del programa. En todo este camino se buscó colaborar con empresas españolas y extranjeras.

Una colaboración a reseñar, aunque no fructificase, fue la mantenida con la División Espacial de la empresa Nissan, iniciada el mes de junio en una visita de una delegación japonesa al INTA. Estos ya conocían nuestras intenciones y tras la presentación de sus vehículos orbitales, insistieron en su TR-IA, suborbital, cuyo motor principal era parecido a nuestra primera etapa de entonces. Ese motor era de configuración clásica con tobera fija y con una masa de 8100 kg de los que 7030 kg correspondían al propulsante.

Se estableció una vía de comunicación con la compañía, que mostró gran interés en colaborar con España¹¹, y en los meses siguientes se llevó a cabo una negociación técnica que contemplaba ese motor como primera etapa del *Capricornio* y una derivación

del mismo como segunda. Después de varios meses de intercambios, enviaron en noviembre una propuesta de un vehículo con una masa total de 15 300 kg cuya primera etapa sería el motor del TR-IA sin cambios y la segunda se derivaría del anterior con una masa reducida de 4016 kg y al que se le dotaría de un control del vector de empuje por el sistema de inyección de gas. Las otras dos etapas tendrían masas de 1679 y 678 kg. El lanzamiento se haría desde un raíl, técnica usada en su vehículo *M-V*.

Esa solución abundaba en las ideas de un cohete sencillo y para tratarla con más profundidad se desplazó al INTA en el mes de noviembre una delegación de Nissan, en la que también participaban miembros del Ministerio de Tecnología nipón. Técnica-mente había bastante por discutir, pero los representantes de la Embajada de Japón en Madrid echaron un jarro de agua fría a los propios representantes de Nissan al decir que dado que el INTA pertenecía al Ministerio de Defensa era casi imposible cualquier tipo de relación, si acaso que los contactos se estableciesen a través del CDTI. Tal postura, junto a que la propuesta técnica que ofrecían era algo anticuada y cara, cortó las relaciones¹².

Otra alternativa que se analizó fue una configuración a partir de los motores franceses RITA-1 y RITA-2, cuyos datos se obtuvieron de la literatura especializada. No se insistió mucho en esta opción, ya que por un lado las actuaciones no eran adecuadas, y, por otro, parecía muy improbable la obtención de los mismos ya que equipaban a los misiles del tipo SLBM pertenecientes a la fuerza de disuasión francesa.

El programa también enlazó con el Plan Coincidente, así denominado por buscar proyectos en que coincidieran los intereses de los ministerios de Defensa, Industria y Educación. En el mes de junio se presentaba un informe muy detallado que incluía los objetivos y los aspectos técnicos, industriales y económicos; se pretendía buscar financiación que complementase las dotaciones presupuestarias, que como ya hemos dicho eran claramente insuficientes¹³.

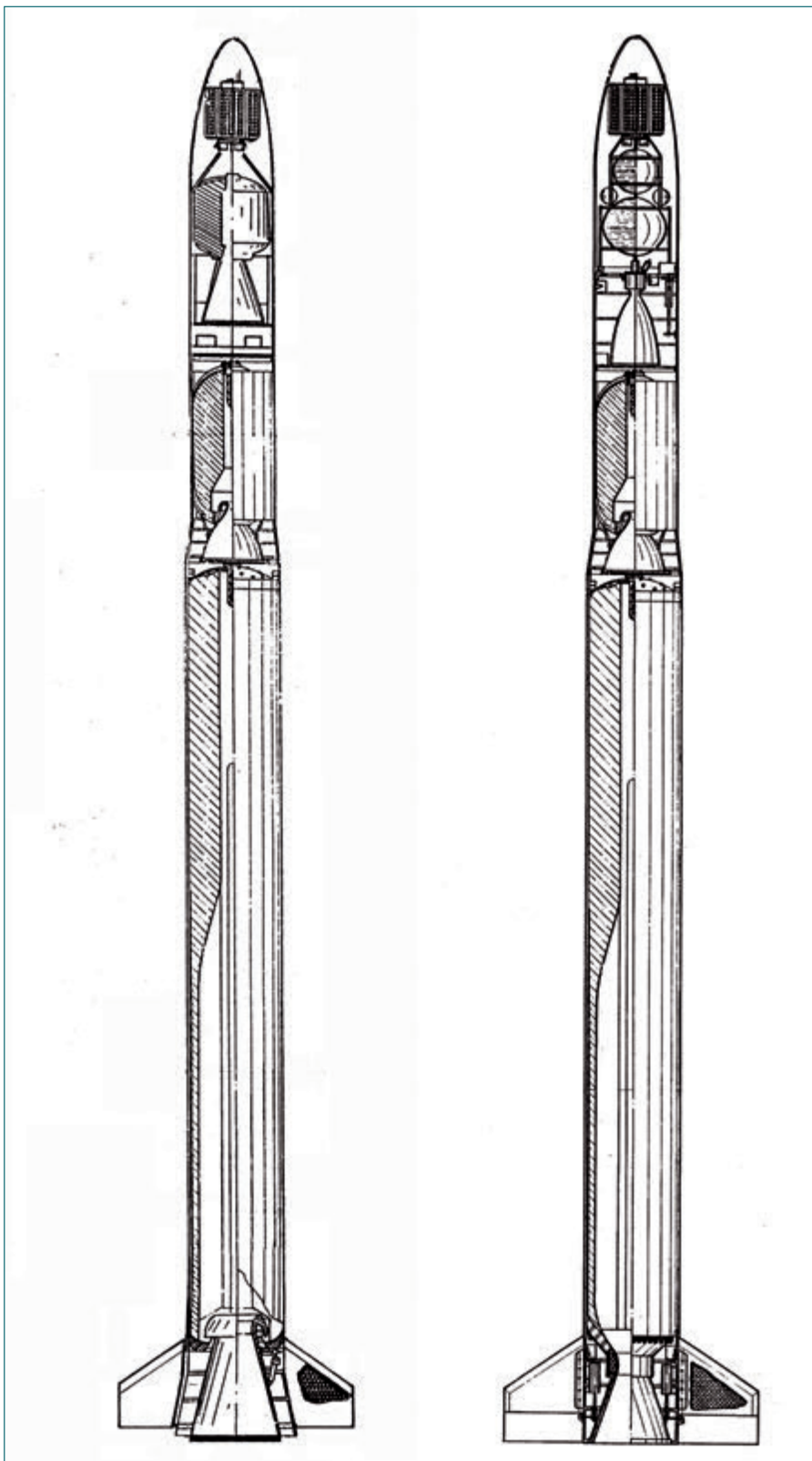


Fig. 4.3. Primer Capricornio. Soluciones sólida y líquida. ■



En la línea de disponer de una planta de producción de motores en España se contrataron sendos estudios sobre el tema: uno a la empresa alemana IKA, que era la que había suministrado amasadoras de laboratorio al INTA, y otro a la española UEE. El tamaño de motor que se deseaba se estableció en unos 10 000 kg. El primero de los ellos fue muy completo y en el mismo se evaluaba el coste de esta instalación en unos 4000 Mpta [44 M€-act]. El de la UEE ofrecía una cifra menor, ya que se podrían utilizar sus instalaciones como punto de partida; sus estimaciones eran menos precisas, en el rango de 2500-3000 Mpta [28-33 M€-act]. Obviamente, estos costes alejaban la posibilidad de construir una planta de esas características en España. No obstante, se mantuvo la idea de al menos hacer uno o dos de los motores menores en pequeñas series.

Al mismo tiempo se contrató un estudio del mercado de microsátélites a Andersen Consulting. En el mismo se pasaba revista a todos los pequeños satélites puestos en órbita en los años precedentes, y de sus análisis se concluía que un lanzador con capacidad de orbitación de 50 kg hubiera sido capaz de colocar un 60% de ellos. La consultora sugería una extensión más detallada, que no se abordó por su coste, pero al menos se justificaba la existencia de un segmento de aplicación.

También hubo aproximaciones a otras empresas españolas, algunas de las cuales presentaron ofertas y propuestas que se incluyeron en el estudio de viabilidad, aunque dado el bajo presupuesto disponible para ese año no fue posible adjudicar más contratos.

Una última entidad a mencionar es la británica Royal Ordnance Factory (ROF), heredera del antiguo RPE, después Perme, con la que se estuvo en contacto durante todo el año. Con motivo de una visita a sus instalaciones, en febrero¹⁴, sus técnicos plantearon la posibilidad de que la última etapa fuese líquida, con un motor bipropulsante, esto es, con un derivado de la hidracina y una mezcla de óxidos de nitrógeno. Esta clase se emplea en los motores de apogeo de los satélites; son más eficientes que los sólidos pero más caros y difíciles de poner a punto. La alternativa tendría la ventaja adicional de que el propulsante también se podría emplear para los motores de actitud, necesarios en las últimas etapas. Royal Ordnance presentó una oferta para un estudio de definición a final de año.

En paralelo con todas estas gestiones, el diseño del vehículo continuó su evolución, siendo lo más destacado la unión de las dos primeras etapas en una sola, que debería tener una masa de alrededor de 10 t. De esta clase había dos candidatos en catálogo: el *Castor IVA*, usado como *booster* externo del Atlas, y el *Propulseurs d'Appoint à Poudre (PAP)*, que lo era del *Ariane-4*, ambos con tobera fija. El primero era más favorable en cuanto a su relación estructural, por lo que se eligió como referencia. Al final de año se presentaron dos configuraciones que diferían en el motor de la tercera etapa, que era en un caso sólido y en el otro líquido. En la Fig. 4.3 se presentan los croquis manejados para ambas.

Para la solución líquida, cuyo motor recibió el nombre de *Alcor*, el vehículo quedaba definido como se indica en la tabla adjunta.

La masa total del vehículo era de 13 512 kg y la longitud de 13,67 m. Como punto de lanzamiento se indicaba la isla de El Hierro, aunque sin olvidar El Arenosillo.

En cuanto al desarrollo del proyecto se preveía una evolución progresiva con tres lanzamientos. El primero solo con la primera etapa real y las otras dos maquetadas; en el segundo se añadía la segunda etapa dejando como maqueta únicamente la tercera; y en el tercero ya sería el vehículo completo. El resto de los sistemas del vehículo (aviónica, guiado, pirotécnicos, etc.) se acomodarían a esta secuencia.

A pesar del corto presupuesto manejado, la labor realizada en 1991 fue importante, pues además de las primeras configuraciones del vehículo se determinaron las instalaciones a potenciar; la ne-

Etapas	1	2	3	
Motor	<i>Castor IV</i>	<i>Rigel</i>	<i>Alcor</i>	
Propulsante	HTPB	HTPB	Bipropulsante	
Masa motor	11 668	1338	280	kg
Propulsante	10 100	1138	255	kg
Empuje	437	55,9	3	kN
Tiempo	53	50	250	s
Diámetro	1020	800	800	mm
Masa estructura	96	40	30+50	kg
Status	Existente	Nuevo	Adaptación	

cesidad de nuevos propulsores, con una planta de producción piloto; las instalaciones para el montaje del vehículo, y los medios para desarrollar y producir cámaras con materiales compuestos. También era patente que los conocimientos sobre motores cohete que teníamos eran insuficientes para proyectar uno de tipo espacial, por lo que era imprescindible buscar ayuda en el exterior. Con una configuración de tres etapas como la propuesta, la estrategia parecía clara: adquirir la primera etapa; buscar asistencia para el desarrollo y fabricación de la segunda; e iniciar la tecnología de los motores líquidos basándose en un producto también foráneo.

Año 1992

El año 1992 estuvo marcado por la búsqueda de asistencia entre las empresas nacionales y extranjeras que pudiesen colaborar o aportar la tecnología que se necesitaba. En paralelo, se inició el proceso de equipamiento, en especial en el campo de la propulsión. También fue significativo el esfuerzo dedicado a la preparación de los últimos cohetes INTA-100, que se habían reiniciado a final de 1990, y de los INTA-300B. Por otra parte, dado que el proyecto ya había saltado a la prensa, sufrimos varios artículos adversos en los que se afirmaba que el programa *Capricornio* escondía un plan de misiles balísticos para atacar el Magreb¹⁵; obviamente, ello nos trajo inquietudes indeseadas que nos perjudicaron.

En los aspectos empresariales, la dirección del INTA buscó colaboraciones con empresas extranjeras. Citemos a la italiana Bambrini Parodi Delfino (BPD) y la alemana MBB, que poco después pasaría a ser DASA. Con la británica Royal Ordnance ya se estaba trabajando para la etapa líquida; de la misma nacionalidad era General Technology System (GTS), a la que incluso se contrató un estudio preliminar en el que esta planteaba utilizar el motor *Stonechat* y el mismo de propulsante líquido que nos había propuesto la empresa Royal Ordnance. En Francia se contactó con la Société Européenne de Propulsion (SEP) y posteriormente con la Société National de Poudres et Explosives (SNPE). Por parte española se hizo con prácticamente todo el sector aeroespacial y de defensas, con respuesta diversa.

Respecto al motor de la primera etapa, que apuntaba al *Castor IV*, se habían comenzado las relaciones con su fabricante, la empresa norteamericana Thiokol¹⁶, pero el camino para obtener los datos necesarios para continuar con el proyecto se presentaba largo¹⁷. El *Castor IVA* se había desarrollado como *booster* externo para algunos vehículos *Delta* y *Atlas*, por lo que la tobera era fija e inclinada. Más tarde, la compañía había diseñado una tobera orientable, un TVC en el lenguaje técnico, a requerimiento de la empresa alemana MBB, con el fin de utilizar la nueva variante, designada *Castor IVB*, como único motor del vehículo *Maxus*, cuya principal utilidad eran experimentos de microgravedad. En las conversaciones entre INTA y MBB, esta empresa ofreció su asistencia y transfirió alguna documentación, compatible con sus acuerdos con Thiokol, e incluso la posibilidad de ceder algunos de los motores que tenían contratados¹⁸. Estos datos fueron de gran utilidad en el proyecto.

Sin embargo, en la búsqueda del motor de la primera etapa también se analizaron los PAP, que eran los *boosters* externos sólidos del *Ariane 4*, aunque tenían el inconveniente de ser demasiado pesados; la tobera de los modelos de serie era fija, si bien la BPD los había dotado de una orientable con carácter experimental.

Otra opción la proporcionó SNPE, que propuso un nuevo motor de características similares, con tobera fija, que denominó *Torres*. Su plazo de ejecución lo cifraban en 30 meses con la fabricación de seis unidades; su presupuesto era alto, con un precio unitario casi el doble de lo que se suponía que sería el *Castor IVB*¹⁹. Ello reforzaba la opción de este último.

En cuanto al motor de la segunda etapa, que se designó *Rigel*, era el destinado a fabricarse en España. Debía tener las características de un motor espacial y por su menor tamaño se suponía que sería más fácil de abordar que la primera etapa. No obstante, dada la falta de experiencia en este tipo de motores, se consideró lo más procedente buscar ayuda externa para el proyecto con el fin de dar, de forma rápida y eficaz, el salto hacia los cohetes espaciales. Tras el análisis de las posibilidades se seleccionó a SNPE para su realización, la cual aceptó, además, el compromiso de dar un curso de formación a personal español.

Para la tercera etapa líquida se habían seguido las propuestas de Royal Ordnance, que incluso había suministrado datos para la primera definición. Más tarde, después de varias reuniones, presentaron la propuesta definitiva, en Wescott, en el mes de julio²⁰. Se basaba en los *Leros-1* y *Leros-2*, desarrollados como motores de apogeo de satélites de comunicaciones, el primero en uso y el segundo en proceso de calificación. No obstante, el *Leros-1* tenía un empuje de 470 N, mientras que el valor mínimo requerido en el *Capricornio*, para realizar una inyección, era al menos de 3 kN, por lo que en la propuesta especificaban 4 kN. Los propulsores eran óxidos nitrosos y monometil-hidracina con un impulso específico de 307 s y con refrigeración por capa fluida. Una ventaja de este tipo de motores era que su propulsante también serviría para las unidades de control de actitud.

Pero a esta oferta le salió una competidora procedente de MBB, que casi en las mismas fechas propuso otro motor líquido. Sus credenciales eran ser un motor subescala empleado para el desarrollo del *Aestus*, que equiparía al *Ariane-5*, del que empleaba



algunos componentes. El empuje era de 3,6 kN y podía pivotar sobre un cardán. La presentación se realizó en las instalaciones de la empresa en Ottobruhn, en junio, y la oferta detallada la enviarían en julio²¹.

Si bien las dos soluciones eran válidas, el coste era elevado en ambas, tanto para el desarrollo como en precio unitario, lo que no era adecuado para un vehículo que pretendía acceder al mercado de satélites de 50 kg. Si bien en términos generales un sistema líquido permite inyecciones más precisas y es más flexible en su actuación, tiene como contrapartida ser más delicado de manipular en tierra, en particular por la toxicidad de la hidracina y los óxidos nitrosos, además de costoso. Frente a eso, uno sólido es más impreciso, pero más barato y fácil de manejar. Como resultado de todos los análisis se decidió que la tercera etapa fuese sólida, estabilizada por rotación y, además, un motor ya existente en el mercado.

Con todo lo expuesto, en el tercer trimestre de 1992, el vehículo *Capricornio* quedó constituido por tres etapas sólidas, de las cuales la primera y tercera se habrían de conseguir en el mercado, dejando la segunda para su desarrollo nacional. Con este reparto se cubría el interés estratégico de adquirir la capacidad de diseño de motores avanzados. Esta segunda etapa tendría la ventaja de su menor tamaño frente a la primera, aunque compartiría con esta la necesidad de un control por orientación de tobera. Respecto a la tercera, tendría en común la necesidad de una buena relación estructural, esto es, una cámara en fibra de carbono.

Para la tercera etapa, ya sólida, se contemplaron varias opciones del mercado que, tras una primera selección, terminaron en tres: el *Star-30C*, fabricado por Thiokol y empleado como motor de apogeo para varios satélites; el MAGE-2, europeo desarrollado entre SEP, BPD y MAN; y el británico *Waxwing* que se había utilizado como última etapa en el único lanzamiento de satélites de ese país²². Las masas del propulsante eran: 505, 490 y 313 kg, respectivamente. Se habían rechazado el *Star-27* y el MAGE-1S, de actuaciones inferiores a sus homónimos. Los análisis teóricos daban como favorable al *Star-30C*, y en segunda posición al MAGE-2. Frente a estos, la única ventaja del *Waxwing* radicaba en que su propulsante era de la misma familia de los plásticos, similar al de los INTA-300, y por tanto, podría abordarse en España su producción sin gran dificultad partiendo de los componentes ya existentes, aunque con el inconveniente de que la disponibilidad de los mismos por la Royal Ordnance solo permitía la fabricación de un número limitado de unidades. Esta entidad presentó un presupuesto muy favorable para trabajar en colaboración con la UEE. No obstante, dadas sus menores actuaciones, con el que solo se llegaba a colocar 35 kg en órbita, unido a las limitaciones en la disponibilidad antedicha, hicieron que se desechara. En cuanto al MAGE-2, técnicamente tenía en su contra que la aceleración máxima que soportaba estaba por debajo de la que resultaba para el *Capricornio*, aunque este problema podría solventarse, según manifestaron sus fabricantes; adicionalmente también era bastante más caro que el *Star-30C*²³, razón que le colocaba en una segunda posición. La decisión final a favor de este último se tomó en 1993.

Ya con estos dos motores definidos se inició el proceso de optimización de la segunda etapa, que se denominó *Rigel*. Los supuestos para una carga útil de 50-60 kg apuntaron a una masa de 1750 kg de propulsante, con cámara en fibra de carbono para conseguir una buena relación estructural.

Con estos motores, la configuración del vehículo, denominada como *CRS*, quedaba como se muestra en la tabla adjunta.

El resto de los sistemas del vehículo, aviónica, estructuras, aerodinámica, equipos de tierra y *software* se diseñarían en el INTA, adquiriendo los equipos y elementos auxiliares en el mercado; para los sistemas pirotécnicos de separación de etapas e ignición se buscó un fabricante europeo o americano y para los motores de control se confió en la industria española.

Respecto al plan de ensayos del *Capricornio* se continuó con la previsión de tres vuelos, como ya se ha explicado. Uno, con solo la primera etapa real y las otras dos maquetadas, incluyendo el sistema de control casi completo, esto es, aviónica y sen-

Etapas	1	2	3	
Motor	<i>Castor IV</i>	<i>Rigel</i>	<i>Star-30C</i>	
Propulsante	HTPB	HTPB	HTPB	
Masa motor	11 668	2050	543	kg
Propulsante	10 100	1750	505	kg
Empuje	437	105	28,6	kN
Tiempo	53	45	51	s
Diámetro	1020	800	762	mm
Masa estructura	96	40	20+50	kg
Status	Existente	Nuevo	Existente	

sores inerciales aunque no se incluyesen todos los módulos. Con este primer prototipo se ensayaría, por tanto, la aviónica, el control, la separación de la primera etapa y los procesos de integración así como las operaciones de lanzamiento. El segundo, añadiendo el motor de la segunda, los motores de control de actitud, la apertura de la cofia y la separación de la segunda etapa y de la unidad de mando y control. Sería, obviamente, un paso más en el desarrollo. El tercer prototipo sería ya completo. La secuencia era razonable y permitía una aproximación gradual al lanzador final.

Como acciones importantes en 1992, cabe destacar el inicio de los equipamientos e infraestructuras en el INTA. En concreto, se comprometieron la devanadora de filamentos y el autoclave para la fabricación de elementos devanados en fibra de carbono, en especial las cámaras de combustión; la mezcladora y equipos auxiliares para la planta piloto de propulsores; equipos diversos para el Laboratorio de Propulsores; y la modernización del banco de ensayos de motores. Asimismo, se acometieron las obras de infraestructura para el programa, en especial la nave de integración que, en principio, se previó que también sirviese para los ensayos de suelta de cargas externas, y en concreto para el EFA, actualmente Eurofighter *Typhoon*.

Año 1993

En el año 1993 se consolidaron los equipos de trabajo, se terminaron y complementaron las instalaciones en curso y se contrató con la industria paquetes importantes del programa²⁴.

De importancia a destacar fueron las actividades relativas al motor *Rigel*. Las negociaciones con la SNPE se habían llevado a cabo en el año anterior, lo que permitió la contratación a principios del 93, fijándose la especificación del motor en enero. Se incluía el anteproyecto y proyecto del motor, junto con un curso de formación para cuatro ingenieros españoles que posteriormente constituirían el equipo básico de diseño de motores²⁵. El curso se dividió en dos partes, una durante el anteproyecto y la otra en el proyecto²⁶. El trabajo duró prácticamente todo el año, y la presentación final tuvo lugar en diciembre. El motor resultante, del que se presenta un plano en la Fig. 4.4, tenía un diámetro de 960 mm, una longitud total de 2607 mm y un diámetro de salida de la tobera de 740 mm. El diseño del grano era axilsimétrico, configuración que presentaba la ventaja de un mejor ajuste de la curva de empuje durante el desarrollo, frente al clásico diseño en estrella y al más moderno en «finocyl»²⁷, aunque tenía el inconveniente de la necesidad de un torno especial para el mecanizado interno. El impulso total previsto era de 4750 kNs, un tiempo de combustión de 45,5 s, un empuje inicial de 88,4 kN, con un máximo de 118 kN, y una presión media de 4,8 MPa. La masa de propulsante era de 1693 kg y la total se estimaba sobre 2000 kg, basándose en un propulsante francés y en la tecnología de las cámaras en fibra de carbono. Para el sistema de orientación de la tobera (TVC) proponían un sistema hidráulico en circuito cerrado con una bomba eléctrica²⁸.

En paralelo con estos estudios se contrató con la UEE un estudio de propulsores de la familia HTPB (polibutadieno con grupos terminales hidroxílicos), ya que el equipo del INTA todavía no estaba a pleno rendimiento. Para evaluarlos se propuso la utilización del motor *Cadenas*, recuperando los materiales restantes del antiguo programa de los años 80.

Si bien la intención era fabricar el motor *Rigel* en España, considerando las dificultades y el tiempo necesario para poder establecer y poner en operación las instalaciones y los procesos, se solicitó a la SNPE una estimación sobre su coste y tiempo de desarrollo. Presentaron un plan que preveía una duración de tres años y medio, con dos motores para ensayo y otros dos para vuelo. En cuanto a la parte económica, solo avanzaron valores estimativos, que ascendían a unos 2500 Mpta [25 M€-act], con un coste recurrente sobre 200 Mpta [2 M€-act].

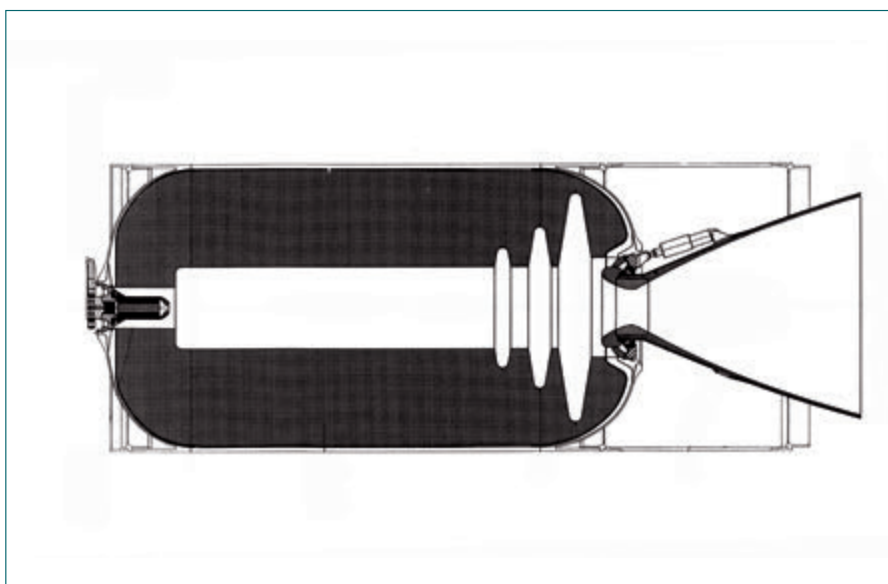


Fig. 4.4. Motor *Rigel*. ■



Para los motores *Castor IVB* y *Star-30C* se establecieron relaciones con Thiokol. Tras los primeros contactos se concertó una visita a sus instalaciones de Nashville, la cual tendría lugar en marzo²⁹. En la reunión, Thiokol indicó la disponibilidad de los motores, que se habían fabricado para el vehículo *Maxus* por encargo de la empresa MBB, como ya se ha explicado, y de los que todavía quedaban varias unidades en la empresa. Respondieron a las preguntas y cuestiones técnicas que se habían enviado previamente, pero no entregaron ninguna documentación, ya que los servicios de seguridad alegaron que era preciso una licencia del Departamento de Estado³⁰. En cuanto al *Star-30C*, la situación era similar. En resumen, se consideró el encuentro positivo y se acordó solicitar las licencias para la transferencia la información técnica precisa para el *Capricornio*³¹.

Otro subsistema para el que también se necesitaba el concurso exterior era el de corte y separación de etapas, tecnología muy específica cuyo mercado en Europa estaba casi copado por dos empresas: Pyromeca y Pyrospace, ambas francesas. Se terminaría contratando con la primera; aunque parte de los componentes mecánicos los fabricaría Expal.

El resto de los subsistemas se decidió acometerlos en España, aunque adquiriendo en el extranjero los elementos que fuese preciso. En este grupo destacamos la aviónica, los motores de control de actitud y la estructura.

Si bien a mediados de año el programa parecía encauzado, en el tercer trimestre algunas circunstancias hicieron que el interés sobre el *Capricornio* entrase en un declive tal que parecía no tener ningún futuro. Entre algunas de las causas que conjeturamos que condicionaron la situación citaremos dos: la aparición del consorcio Sealar y el desmantelamiento del misil *Cóndor*.

Sealar era una corporación norteamericana ligada al laboratorio Naval Center for Space Technology (NCST), a su vez uno de los centros del Naval Research Laboratory (NRL) de la US Navy, creada para promocionar una familia de vehículos, que iban desde un cohete suborbital hasta un lanzador de 1000 kg de carga, propulsados por motores cohete híbridos que estaban en desarrollo por la empresa American Rocket Co. (Amroc). Como particularidad, los lanzamientos se efectuarían desde el mar con recuperación de la primera etapa, que era la propiamente híbrida; de este proceso se deriva el nombre Sealar (SEA Launch And Recovery). Los planes que esta corporación presentaba se iniciaban con un primer lanzamiento de un cohete de sondeo recuperable, previsto para la primavera del 93, y continuaban hasta un lanzador orbital³². Además, Amroc, que había tenido varios fracasos en ensayos en banco, probó con éxito por aquellas fechas un motor híbrido cuyo empuje era similar al *Castor IVB*. La primera visita al INTA de sus representantes fue en 1992. En las sucesivas negociaciones, Sealar ofrecía una participación al INTA en un nuevo consorcio. Hubo visitas a sus instalaciones y a otros laboratorios y se planteó un acuerdo de colaboración, del que hubo un borrador e incluso una carta de intención, que no se llegó a firmar.

La cuestión que se ponía en juego era que si el INTA entraba en el mencionado consorcio, el vehículo *Capricornio* dejaría de tener sentido, pues, siempre de acuerdo con lo que presentaban, las ventajas que el INTA obtendría serían mayores que las posibles con el lanzador español, amén de los riesgos para que este llegara a buen término. Ese supuesto implicaba abandonar el *Capricornio* y dedicar el personal y los fondos a esos nuevos menesteres. El inconveniente era que en ese grupo el protagonismo español estaría supeditado al norteamericano. La situación evolucionó hasta el punto de que a mediados de año se planteó el abandonar definitivamente el programa *Capricornio*.

El otro punto, la destrucción del *Cóndor*, es un tema en el que el INTA tomó parte como órgano ejecutor de la Administración Pública española y que, supuestamente, nada tenía que ver con el *Capricornio*. Sin embargo, cada vez que el personal del INTA realizaba alguna actividad en esa operación, fuese viaje, recepción de material o cualquiera otra, aparecía un reflejo en la prensa nacional e internacional³³, y siempre haciendo mención al programa español como destinatario de la tecnología de ese misil. Afirmamos que lo único que se llevó a cabo de ese posible trasvase fue el análisis teórico del motor *Cóndor II* como segunda etapa del *Capricornio*, lo cual no resultaba muy adecuado, pues ese motor era un *booster* de un misil tierra-tierra táctico, con cámara de acero y una fracción másica estructural alta, lo que no le hacía apto para la configuración elegida del *Capricornio*. No obstante, de tiempo en tiempo, siempre aparecía alguna información en sentido contrario. Que esto pesara en el ánimo de la dirección del INTA, e incluso en niveles superiores, es muy plausible³⁴.

A lo anterior quizás se unieron otros hechos, pero la realidad es que, desde mediados de año, el interés por el *Capricornio* estaba ya en declive, y que en el tercer trimestre ya no parecía tener futuro³⁵.

EL DEMOSTRADOR ARGO

A la vista de la situación, el equipo de proyecto, puesto en jaque, presentó la alternativa de introducir un vehículo demostrador previo al *Capricornio*. El planteamiento pretendía no despilfarrar todo lo ya realizado e incluso desarrollar parte de los sistemas; sin embargo, como contrapartida, dilataba en varios años el objetivo final, dado que el esfuerzo para ese demostrador era tanto,

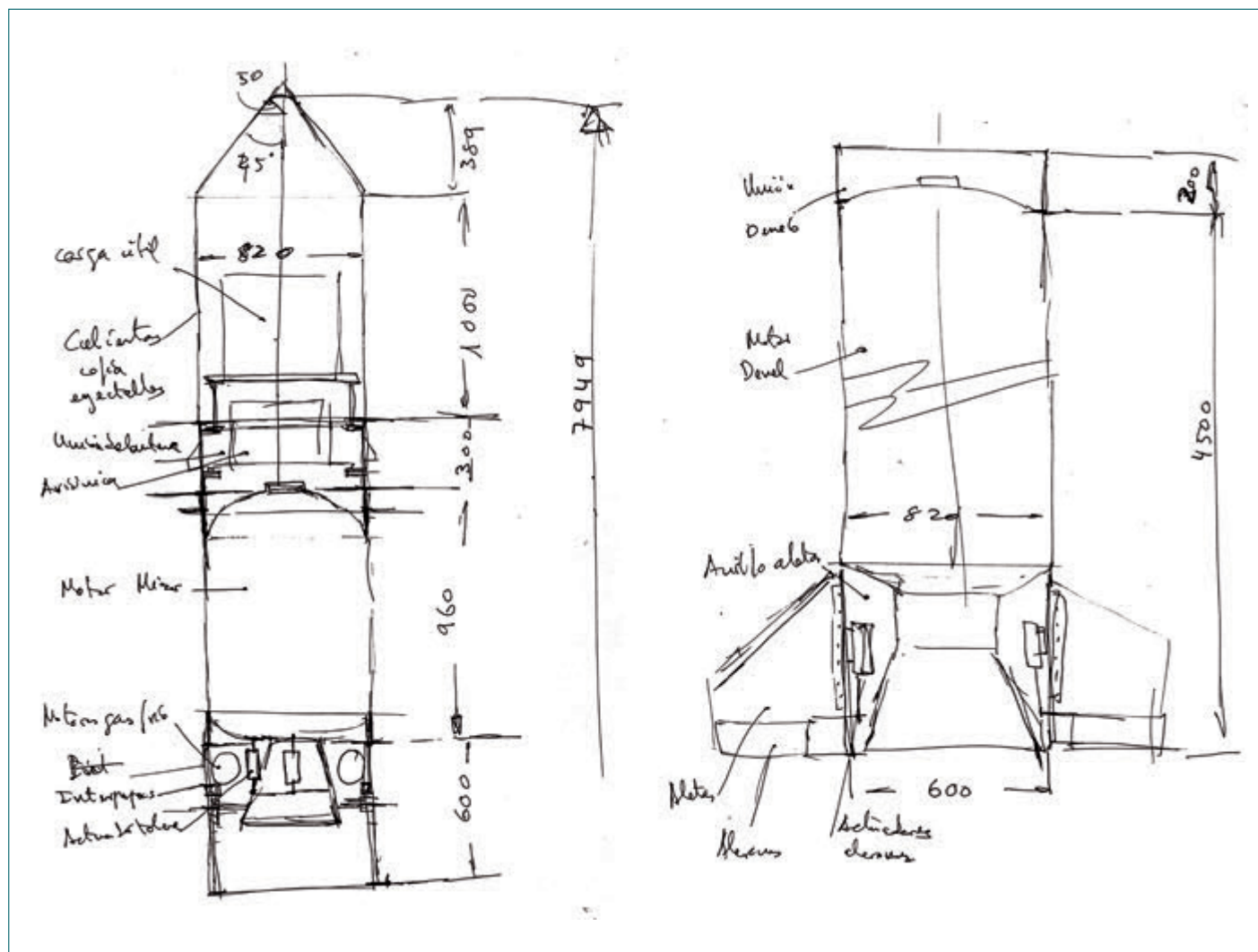


Fig. 4.5. Primer croquis del Argo. ■

e incluso mayor, que el requerido para el propio *Capricornio*. En sus inicios se le denominó SACE, como así aparece en algunos documentos, pero más tarde se sustituyó por *Argo*. En la Fig. 4.5 se muestra el primer croquis del mismo, que se puede datar razonablemente a principios de octubre de 1993³⁶. El *Argo* estaría propulsado por dos motores: el *Deneb* y el *Mizar*, para la primera y segunda etapa, respectivamente.

La justificación del *Argo* era que sirviese como demostrador de las tecnologías más críticas del *Capricornio*. En realidad, el programa inicial ya contemplaba este camino progresivo al tenerse previstos tres vuelos de complejidad creciente. El *Argo* sería un vehículo suborbital de dos etapas, lanzado desde una rampa con una técnica similar a las de los cohetes de sondeo, con una primera estabilizada aerodinámicamente y una segunda con un guiado completo. Si bien su calidad de demostrador era explicable para varias de las tecnologías, como la aviónica, guiado, separaciones, seguridades, control de actitud o estructuras, ya no era tan evidente para los motores, a los que habría que hacer converger hacia los del *Capricornio*. Una vía en este sentido sería que las dos etapas del *Argo* pudiesen pasar a ser, con modificaciones, la segunda y tercera del *Capricornio*. Esto conducía a que las masas de las dos etapas del *Argo* deberían estar alrededor de unos 1900 y 500 kg de propulsante, de acuerdo con los motores *Rigel* y *Star-30C*. Otro extremo a considerar era el objetivo de desarrollar un motor avanzado en España, lo cual se tenía que compaginar con las disponibilidades tecnológicas nacionales existentes o las que estaban en vías de constitución por las inversiones realizadas.

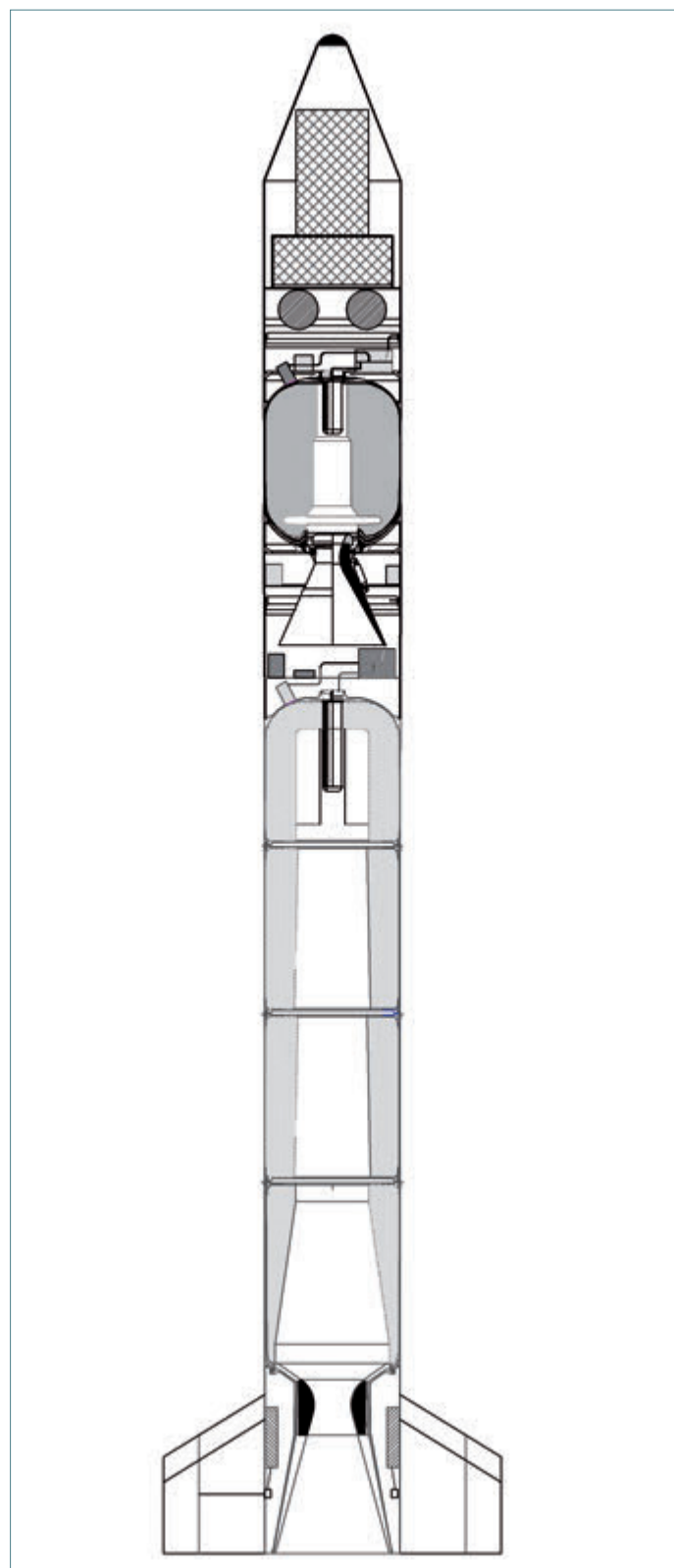


Fig. 4.6. Vehículo Argos. ■

En la solución adoptada, este motor sería la segunda etapa del Argos, dotado de propulsante HTPB, con tobera orientable (TVC) y cámara en fibra de carbono, con una masa de propulsante de 400 kg, que se denominaría *Mizar*. Para la primera etapa, la elección sería un motor simple que debería tener entre 1800 y 2400 kg de propulsante, y se llamaría *Deneb*. Aquí se tropezaba con la limitación de carga de las instalaciones españolas, que era de 600 kg, por lo que la única forma de salvar el escollo era segmentarlo. Esto es, fabricarlo en cuatro partes y luego unirlos. La solución era delicada, ya que las juntas serían el punto débil de todo el conjunto, pues tendrían que combinar la rigidez, la resistencia estructural y la estanqueidad durante la combustión y el vuelo. En un principio se manejaron dos versiones del *Deneb*, una con tres y otra con cuatro segmentos; al final nos decantaríamos por esta última.

Se lanzaría como un cohete de sondeo desde una rampa con raíl, con una etapa que solo tendría estabilización aerodinámica, aunque se preveía controlar el balanceo por dos alerones en aletas opuestas. Con este modo de lanzamiento se limitaban los problemas de seguridad, que serían cualitativamente más importantes si la primera etapa fuese guiada. El sistema seguía las pautas habituales en las que se tenía experiencia, aunque con una masa y dimensiones bastante mayores, unos 4100 kg en total con una longitud de 9179 mm y un diámetro de 830 mm. Aunque el Argos era esencialmente un demostrador, se incluyó una carga útil entre 150 y 300 kg, con vistas a que pudiera ser de utilidad a posibles experimentadores e incluso abrirle un futuro comercial como vehículo suborbital.

La dinámica del vuelo del Argos se iniciaba con la ignición y salida de rampa, tras la que expulsaba los pies de lanzamiento, comportándose como un cohete de sondeo, con la salvedad del control de balanceo. Finalizada la combustión del *Deneb*, se continuaba el vuelo sin propulsión, durante un cierto tiempo hasta la separación entre etapas, la activación de los actuadores de la tobera y la ignición del motor *Mizar*, todo comandado por el ordenador de vuelo. La estabilización y guiado se controlaba en guiñada y cabeceo por la orientación de la tobera y en balanceo por los motores de gas frío. Terminada la combustión de la segunda etapa, se separaba quedando todo el mando en manos de estos últimos. Finalmente, se eyectaba la ojiva. En la Fig. 4.6 presentamos una reproducción de un plano de conjunto del vehículo.

En la figura se aprecia el motor *Deneb* con sus cuatro segmentos y tobera convencional, a la que rodea el anillo porta-aletas. Su unión con el *Mizar* se hacía por un interetapas que en su interior llevaría el dispositivo de corte y separación, que era una carga circular diédrica. Este se acopla a la parte superior, que integraría el módulo de control y la carga útil, por otro

anillo dotado de un elemento de corte similar. En el módulo de control se integraba el ordenador de vuelo, la unidad inercial, los motores de actitud por gas frío, la telemetría, el telemando, las cajas de pirotécnicos y las baterías.

La racionalidad del proceso de paso desde el *Argo* al *Capricornio*, y hacia un futuro posterior, se muestra en la Fig. 4.7. El *Mizar* llegaría a ser la tercera etapa, pero eliminando el TVC, lo cual no era complicado. El tránsito del *Deneb* a una segunda era más complejo, pues se le tenía que convertir en un motor con cámara de fibra de carbono, sin segmentar y con TVC. Estos dos elementos se derivarían del *Mizar*, pero para llenar esa capacidad de propulsante no se preveía en aquellos momentos otra solución que contratar la operación a alguna empresa extranjera. El resto de los sistemas del vehículo pasarían no solo como tecnología, sino, en numerosos casos, como elementos concretos.

Como datos generales, el apogeo alcanzado estaría alrededor de 340 km, con 300 kg de carga útil, y 490 km con 150 kg. El lanzamiento se efectuaría desde El Arenosillo.

El plazo para llevar a cabo este nuevo vehículo se estimó entre 3 y 3,5 años, lo que indicaba su culminación para finales de 1997, dejando luego casi dos años más, para la terminación del *Capricornio*. Sin embargo, tanto en plazos como con las previsiones presupuestarias, siempre se pecó de optimismo, como luego la realidad demostraría³⁷.

La definición del *Argo* fue muy rápida, lo que ponía de manifiesto el grado de preparación que había adquirido el equipo de proyecto. Prácticamente en cuatro meses, a principios de 1994, los sistemas ya estaban con un detalle que se mantendría casi sin cambios hasta el final. La única variante, considerada pocos meses más tarde, fue introducir el vehículo denominado *Argo-0*, de una sola etapa, que sería el *Deneb*; el resto sería maquetado, sin guiado pero con todo el equipo interior necesario para comprobar parte de los subsistemas. Se pretendía con esto verificar el motor y el proceso de lanzamiento.

Como consecuencia, en los años 1994 y 1995 el *Capricornio* quedaría relegado a un segundo plano, dedicándose todo el esfuerzo al *Argo*, que en verdad fue de gran peso.

Un punto de apoyo a resaltar fue la constitución de un consorcio formado por las Expal, UEE, ENSB, Ceselsa, CESA, INSA y el INTA, que se firmó a finales de 1994, para el desarrollo del programa. Las empresas se comprometían a correr con un porcentaje de los gastos de desarrollo, con vistas a beneficios futuros³⁸.

En este momento abandonamos la narración cronológica para dedicar la atención al *Argo*, como sistema, y a su desarrollo.

Descripción de la misión

Comenzaremos con la descripción de una misión típica de este demostrador en la que se anticipan algunos de los conceptos básicos. No obstante, hacemos notar que en los estudios se manejaron diversas configuraciones, en función de la posible carga útil, que además estaban condicionadas a los resultados de los productos en desarrollo, en especial los motores. Por tanto, si bien la secuencia aquí descrita se mantenía, los valores numéricos presentados se han de considerar como indicativos.

El proceso se iniciaría con el vehículo integrado y posicionado en la rampa de lanzamiento, conectado por el umbilical al ordenador de tierra y a las alimentaciones externas. La secuencia del prevuelo comenzaría con el encendido de todos los sistemas progresivamente, entre ellos el inercial. Tras la comprobación de los elementos internos, la telemetría, el transpondedor y los sensores inerciales el vehículo estaría en disposición de pasar a la operación de armado, en la cual se activarían las dos unidades de seguridad de los elementos pirotécnicos, y se retirarían los diferentes seguros manuales. El lanzador se elevaría a las coordenadas previstas de acuerdo con los cálculos correctores del viento balístico.

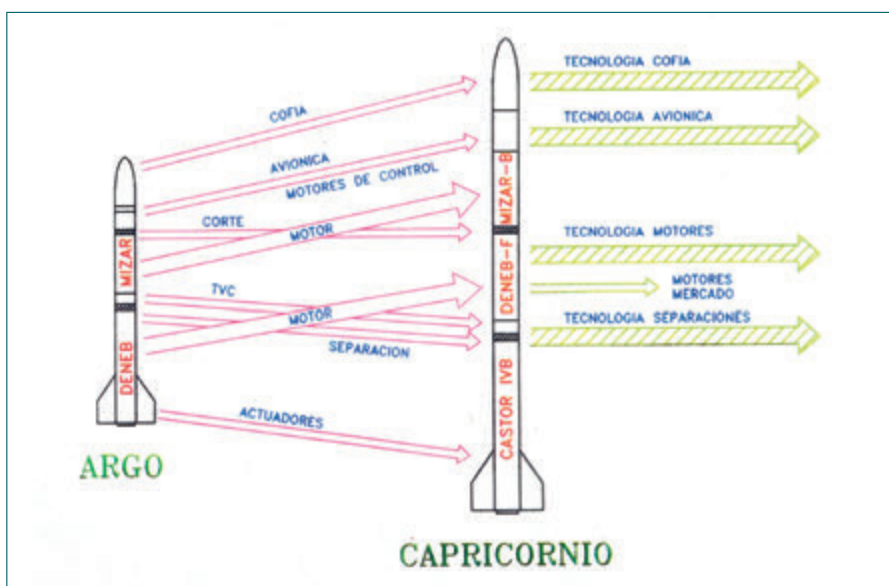


Fig. 4.7. Evolución Argo-Capricornio. ■



Con el vehículo en posición se procedería con el modo de alineación de la plataforma inercial, cuya duración podría estar entre 30 y 60 minutos; una vez finalizada se estaría en la condición de prevuelo, con la cuenta atrás en curso. En los últimos segundos se activarían las piroválvulas de todos los depósitos, verificándose, se conmutarían todas las alimentaciones internas y finalmente el sistema inercial pasaría a modo de navegación. En este momento el vehículo sería completamente autónomo.

Tras la ignición, a la salida del raíl el *Argo* ascendería estabilizado aerodinámicamente como un cohete de sondeo. Dos segundos más tarde, se eyectarían los pies de lanzamiento comandados por sus propios temporizadores que se habían iniciado a la salida de la rampa. En el vuelo solo se controlaría en balanceo por medio de los alerones.

Después del fin de combustión del *Deneb*, el vehículo continuaría el vuelo sin propulsión durante diez segundos. La razón de este retardo estaría en esperar a que a mayor altura la presión dinámica disminuyera y permitiera la maniobrabilidad de la segunda etapa. Las condiciones de funcionamiento internas se mantendrían.

El ordenador de vuelo mandaría la separación de la primera etapa por el sistema de corte, a lo que seguiría la puesta en posición de la tobera del *Mizar* y su ignición. En esta fase, la estabilización y control en cabeceo y guiñada se efectuarían por acción de los actuadores de la tobera, según las leyes de guiado establecidas. Para el control en balanceo, se utilizarían los motores de gas frío. La primera etapa caería sin control; sin embargo, un temporizador dispararía el sistema de interrupción de trayectoria para que descendiera totalmente inerte.

Después del fin del *Mizar* no habría control, por lo que algún tiempo después, que aquí se ha estimado en seis segundos, se activaría su separación. Solo quedaría el módulo de guiado con la carga útil. Ahora el control sería responsabilidad de los motores de gas frío, que orientaría el conjunto para proceder a la expulsión de la ojiva en la dirección adecuada.

Tras la eyección de la ojiva, a unos 100 km de altitud, se procedería a realizar diversas maniobras para verificar el funciona-

miento del sistema de gas frío. En el caso de que tuviese una carga útil, se tomarían las medidas y acciones pertinentes.

El resto de la trayectoria seguiría su curso balístico hasta el impacto en el mar.

De acuerdo con lo dicho, en la tabla siguiente se muestran los parámetros dinámicos más significativos con una carga útil de 300 kg.

Lo expuesto correspondería a una trayectoria sin incidentes. En caso de una desviación u otra anomalía, el oficial de seguridad ordenaría la secuencia de destrucción por medio de un transmisor; al llegar la señal se activaría la carga, o cargas, en la cabeza de los motores, se interrumpiría la combustión, y se seguiría una trayectoria balística hasta su impacto.

Después de esta descripción general pasaremos a describir los sistemas con más detalle, incluyendo los trabajos realizados.

Eventos	t (s)	x (km)	y (km)	v (m/s)	M	θ (°)
Ignición <i>Deneb</i>	0	0	0	0	0	85
Salida raíl	0,62	0	0	26	0,1	85
Fin <i>Deneb</i>	24	2,0	11,4	999	3,4	78,4
Ignición <i>Mizar</i>	34	3,9	19,2	657	2,2	77
Fin <i>Mizar</i>	68	19,5	66,2	2345	7,8	71,2
Separación <i>Mizar</i>	74	23,3	80,3	2286		70,8
Eyección ojiva	89	32	112	2148		69,8
	216	105	300	1016		54,0
Agogeo	310	154	340	581		0
Impacto	621	313	0	107		-87,6

El motor *Deneb*

El punto crítico en la definición de los motores fueron los medios productivos existentes y, en concreto, la capacidad de la planta de fabricación y llenado de propulsante. En España la única industria que podía acometer esos procesos a la escala necesaria era la UEE en sus instalaciones del Páramo de Masa. Esta empresa disponía de dos mezcladoras, cada una con 200 litros, una ubicada en la fábrica de Galdácano y otra en el citado Páramo de Masa. Reuniendo ambas, para que funcionasen en paralelo y admitiendo un número máximo de tres coladas por motor, se podía llegar a una carga de 600 kg, que fue la adoptada para el *Mizar*. Con esta limitación, el único camino para abordar el *Deneb* era fabricarlo en cuatro segmentos, de modo que cada uno no superase ese peso. Los motores

segmentados son más delicados que los de cámara única, por tener un punto débil en la junta de unión, tanto por los problemas mecánicos como por la sensibilidad a los flujos de gases por la dificultad del sellado; además de tener una menor relación propulsiva. No obstante, tras estos inconvenientes, no había otro camino³⁹.

El diseño de este motor se hizo en el INTA⁴⁰, y para la fabricación se eligió a las empresas EXPAL y UEE, ambas pertenecientes al grupo UEE, y que formaban el conjunto que más se aproximaba a un suministrador de motores completos. La primera se responsabilizó de toda la estructura, esto es, la cámara, con las protecciones térmicas incluidas, y la tobera, con la excepción del iniciador, que se realizó completamente en el INTA. La segunda se ocupó del proceso de llenado con un propulsante que era una formulación del INTA, fruto de los programas de investigación puestos en marcha en los años anteriores⁴¹.

Como se aprecia en la Fig. 4.8, el diseño del *Deneb* se puede considerar clásico, con una carga propulsiva parcialmente en estrella y tobera larga. Los datos generales de proyecto para este motor se presentan en la tabla adjunta.

Para la fabricación de la cámara se adoptó la solución de mecanizarla a partir de tubo, frente a la de curvar y soldar la chapa. La razón de esta elección fue el corto número de motores que se preveían: cuatro a lo sumo, dos para banco y dos para vuelo. Se inició el proyecto con acero de alta resistencia, para lo que Expal contactó con la empresa Sidenor, que si bien aceptó suministrar los segmentos parcialmente mecanizados, desistió en los primeros meses de 1995 alegando que no podía cumplir la exigencia de una pared libre de grietas. Esto trajo consigo una grave perturbación en los planes, ya que no había otra acería en España que fuese capaz de llevar a cabo ese trabajo. En esta situación, Expal optó por buscar en el extranjero otro proveedor y emplear acero *maraging*⁴³, que indudablemente era de mayor calidad aunque también más caro. El proceso duró todo el año, y no se recepcionó el nuevo material en el Reino Unido hasta enero de 1996. En conclusión, esto supondría un retraso de un año en el desarrollo de las cámaras.

El proceso de conformación de los segmentos comenzaba con la soldadura de las chapas de acero para formar las virolas en desbaste y los casquetes, a lo que seguía una mecanización fina y un tratamiento térmico posterior. Pues bien, la puesta a punto del proceso de soldadura en acero *maraging* fue muy laboriosa, con el rechazo de varias piezas. Posteriormente el propio mecanizado también daría muchos problemas, dadas las dimensiones de las piezas y el poco espesor de las paredes, 3,5 mm⁴⁴. Hubo varios rechazos, tanto por la propia empresa como por el INTA, cuyo resultado más patente fue que transcurriría todo el año 1996 a la espera de la primera cámara completa, la cual habría de servir para validar el proceso tanto de fabricación como de montaje de los cuatro segmentos, antes de proceder a pegar las protecciones térmicas y de su envío a las operaciones de llenado.

Esta primera cámara se ensambló y sometió a presión hidráulica con resultado positivo en el mes de marzo de 1997. A partir de entonces la producción del resto continuó, ya sin problemas⁴⁵.

Las protecciones térmicas interiores fueron otros elementos con los que hubo que enfrentarse. Su función es evitar que el flujo de los gases calientes incida en la superficie metálica; en el caso de un motor segmentado son muy críticas las zonas de unión de los segmentos, donde llevaban unas juntas en anillo de tipo labial para evitar la penetración de los flujos y remolinos de los gases. Su componente principal era un caucho que tenía que ser compatible con el propulsante, aunque con más precisión se ha de decir que lo había de ser con el pegamento que se usaba para fijarlo. Se analizaron varias formulaciones hasta encontrar la adecuada. Cada segmento iba dotado de una protección propia más varias auxiliares para sellar las uniones, juntas tóricas, etc. Su fabricación era por transferencia y curado sobre moldes que hubo que diseñar⁴⁶. La colocación y pegado de las protecciones térmicas no fue tampoco una tarea fácil, dado el tamaño de las mismas. Para inspeccionar el estado del pegado se tuvieron que poner en marcha métodos nuevos de inspección por termografía, pues los habituales por ultrasonidos no presentaban resultados coherentes.

La primera cámara, ya completamente terminada, se despachó a Páramo de Masa para el llenado en el mes de mayo de 1997.

La tobera, como ya hemos dicho, era convencional, con lo que se quiere significar que constaba de una parte exterior metálica, una garganta en grafito y protecciones térmicas internas, en el convergente y el divergente, hechas con materiales

Motor <i>Deneb</i>		
Masa total	2759	kg
Masa propulsante ⁴²	2229	kg
Longitud	5205	mm
Diámetro	820	mm
Presión media	3,95	MPa
Impulso total (nivel mar)	5110	kNs
Empuje medio (nivel mar)	213,8	kN
Área de salida	0,366	m ²
Tiempo combustión	23,9	s

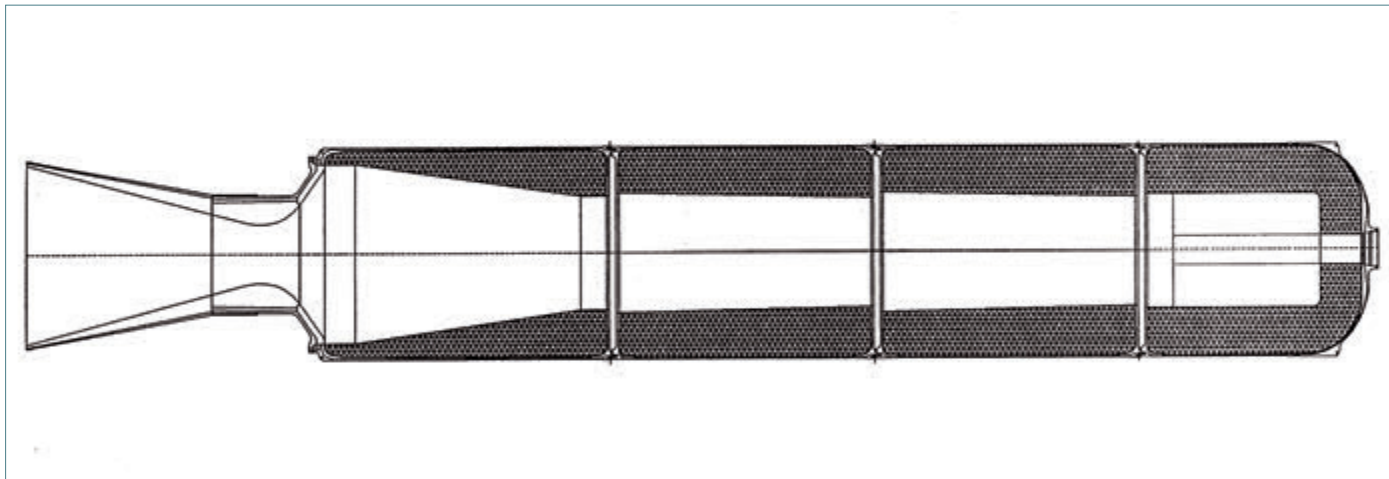


Fig. 4.8. Croquis motor *Deneb*. ■

de base fenólica y amianto. Su tecnología era similar a la usada en el INTA-300, por lo que ya se tenía experiencia en esta tecnología, que se había empleado en las toberas del INTA-100, del cohete *Duero*⁴⁷ y del motor *Cadenas*. Sin embargo, había dos diferencias importantes: una, su mayor tamaño; y otra, que el amianto había sido prohibido por sus efectos cancerígenos. En esta tesitura había dos opciones: contratar bloques de material protector o bien adquirir la materia prima y fabricarlos. La primera era más segura y rápida, pero no iba en consonancia con el deseo de generar tecnología nacional, por lo que se optó por la segunda, aunque había que buscar los materiales y, en función de ello, diseñar y poner a punto una instalación específica.

Para el suministro se contactó con la empresa británica fabricante de los antiguos materiales para las toberas del INTA-300, y después de revisar sus nuevos productos, se eligió uno a base de resina fenólica y sílice. El fabricante aconsejó su aplicación por el método del entelado, aunque ni ellos ni sus clientes tenían experiencia en toberas tan grandes⁴⁸. Como paso intermedio, que sirviese para poner a punto la tecnología, se construyeron toberas de ensayo para el motor *Cadenas*, aunque por el método de compresión, mientras se ponía a punto la instalación para el entelado con presión y temperatura.

Durante el año 1995, Expal diseñó y construyó el autoclave y el resto de los elementos auxiliares para la fabricación de los bloques protectivos, que se ubicó en su factoría de Ollabarre. En paralelo con la puesta a punto de esta instalación, se puso en marcha un plan para caracterizar esos



Fig. 4.9. Piecerío del encendedor. ■



Fig. 4.10. Montaje del motor *Deneb*. ■



materiales y los procesos, cuyo resultado sería que ni cumplían las expectativas ni siquiera eran los especificados por el propio suministrador. Se trabajó durante casi un año probando con varios lotes y al final se encontró que adolecían de defectos, de los cuales el principal era que tenían una vida más corta de la prevista, lo que causaba dificultades en el proceso de moldeo. Remediada la situación, no fue hasta 1996 cuando se obtuvieron buenos resultados y se tuvo el proceso a punto. A finales de ese año, ya se tenía el material protector en desbaste listo para las toberas. En resumen, dos años de esfuerzos.

En total se preparó material para cuatro toberas, de las que se montarían dos. Una, con un diámetro de garganta de acuerdo con las prescripciones de los cálculos de diseño; otra en desbaste, pendiente de mecanizar, a la espera de los resultados del ensayo del primer motor en banco.

El encendedor se construyó en el INTA. Era de tipo pirogénico, esto es, un pequeño motor cohete, producido en la planta laboratorio del INTA, con un diseño de grano muy estrellado y un propulsante de la familia HTPB de velocidad de combustión muy rápida. La carcasa era en fibra de carbono, también fabricada en el INTA. La cerilla encendedora consistía en un detonador de choque (IFOC), que se activaba a través de un tubo de choque. En la Fig. 4.9 se muestra el piecerío de esta unidad.



Fig. 4.11. Motor *Deneb*. ■

El llenado de los segmentos se llevó a cabo en los primeros meses de 1998, y después de todos los ensayos, pruebas y comprobaciones, el primer motor *Deneb* se ensamblaba en la nave de integración del INTA, en mayo de 1998, en una operación en la que participaría casi todo el equipo de motores cohete. En la Fig. 4.10 se muestran varias tomas de esta operación, y en Fig. 4.11 aparece completo en su carro de transporte. La masa resultante fue 2759 kg, con 2229 kg de propulsante, de lo que se seguiría un empuje medio al nivel del mar de 214 kN. El paso siguiente era ensayarle en banco, pero de esto se tratará más adelante.

En total, se habían invertido algo más de cuatro años en alcanzar este hito: el motor más grande jamás realizado en España. En este tiempo se acumularon retrasos ocasionados por las dificultades y errores en la puesta a punto de nuevos procesos, pero también hay que contabilizar los debidos a la industria suministradora, nacional y extranjera, las situaciones accidentales, así como a las complicaciones administrativas en el establecimiento de contratos. No obstante, si lo comparamos con los 2,5 años que dio la SNPE para el motor *Torres*, o los 3 para el *Rigel*, e incluso con los 2,5 que daría Thiokol más tarde para el *Deneb-T*, los cuatro años nuestros no parecen excesivos, si no olvidamos que era la primera vez y que varios de los retrasos fueron verdaderamente achacables a imponderables.

Motor Mizar

El motor *Mizar* respondía al objetivo de desarrollar un motor avanzado, por lo que se entendía que debía llevar una cámara en fibra de carbono, tobera sumergida orientable por junta flexible y un sistema de actuación hidráulico. El propulsante, iniciador y parte de las protecciones térmicas serían de tecnología similar a las empleadas en el *Deneb*, incluso buscando puntos en común para reducir los esfuerzos. La carga propulsiva sería axilsimétrica, lo que permitiría más flexibilidad frente a la solución «fynocil», que quedaría para un posible futuro. El diseño corrió a cargo del equipo del INTA, que también asumió la responsabilidad de la integración. En la Fig. 4.12 se muestra un plano con la sección de ese motor, que comparado con el del *Deneb*, presentado en la Fig. 4.8, muestra a las claras la diferente concepción de ambos propulsores.

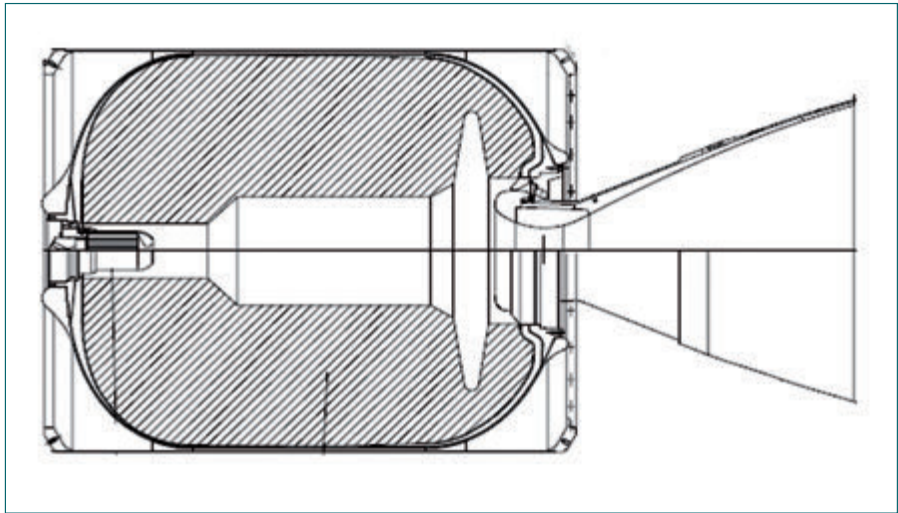


Fig. 4.12. Croquis del motor *Mizar*. ■

La elaboración de la cámara se realizó por devanado de filamentos impregnados en resina sobre un macho, con curado posterior en autoclave a presión y temperatura. Como ya se ha dicho, dentro del programa de equipamiento se había adquirido una devanadora y un autoclave para el INTA, dimensionados de acuerdo con el motor *Rigel*, las cuales se habían instalado provisionalmente en el Departamento de Materiales, a la espera del edificio definitivo. Además de esta máquina, existía otra devanadora de mayores dimensiones en la empresa Internacional de Composites S. A. (ICSA), dependiente entonces de ENSB. Se abordó la fabricación de cámaras en ambas instalaciones. Recordemos, que si bien en España había una amplia experiencia sobre productos aeroespaciales en fibra de carbono, casi siempre con tecnologías de laminados, nunca se había devanado una cámara como la deseada.

En cuanto a las características y actuaciones deseadas se indican en la siguiente tabla:

Motor <i>Mizar</i>		
Masa total	690	kg
Masa propulsante ⁴²	600	kg
Longitud	1630	mm
Díámetro	830	mm
Presión media	39	MPa
Impulso total (vacío)	1700	kNs
Empuje medio (vacío)	50	kN
Área de salida	0,3	m ²
Tiempo combustión	34	s

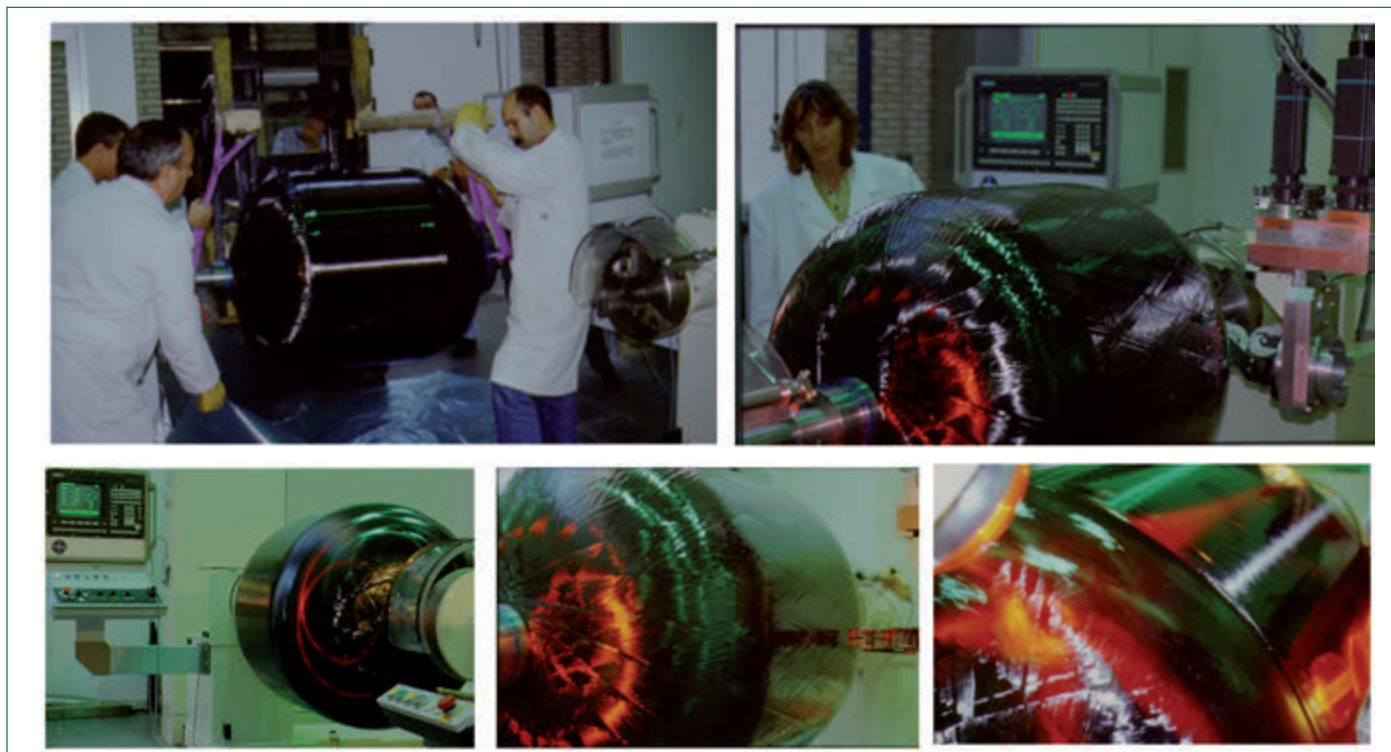


Fig. 4.13. Devanado de la cámara del motor *Mizar* en el INTA. ■

La problemática de estas cámaras para los motores cohete reside en varios factores. Uno de ellos es el relativo a las compatibilidades entre la fibra y resina con los protectores térmicos internos; otro, el posicionado de los insertos metálicos para la tobera e iniciador y la posterior colocación de los faldones; pero el más determinante, es la rigidez del conjunto completo una vez cargado con el propulsante, pues los efectos de las deformaciones, que se producen por la presión durante la combustión, son muy diferentes en cada uno de ellos. Es frecuente que los problemas de rigidez sean más críticos que los de rotura. Esto condiciona la elección de la fibra de carbono en lo que se refiere a su módulo elástico y resistencia, así como el diseño de los protectores térmicos en los que es necesario adoptar soluciones que permitan su deslizamiento, como despegues internos. Con todo ello tuvo que lidiar el personal involucrado en el proyecto.

Otro punto a considerar era la preparación de los mandriles para el bobinado. Dos son las técnicas básicas: los desmontables y los solubles. Estos últimos son de un solo uso, mientras que los otros son de empleo permanente; frente a esta ventaja, los primeros son más económicos y permiten correcciones en el diseño. En nuestro caso, el INTA contrató un mandril desmontable a CASA, mientras que ENSB siguió el método del soluble. En la Fig. 4.14, donde se presentan varias vistas de la cámara, hay una toma de este último.

En el INTA, para familiarizarse con la devanadora recién adquirida, se comenzó con la fabricación de diversos modelos y, especialmente, las cámaras de los iniciadores, tanto del *Mizar* como del *Deneb* (que se muestra en la Fig. 4.9). En la Fig. 4.13 se presentan varios pasos del proceso del bobinado de la fibra y su retirada una vez terminada⁴⁹. La fibra utilizada era de módulo intermedio aplicada por «vía húmeda».

ENSB también tuvo que bobinar experimentalmente algunas cámaras a escala reducida para validar las tecnologías, antes de pasar a escala real y poner a punto los procesos finales. En total, esta empresa, fabricó cinco cámaras. La primera era un prototipo interno para determinar los aspectos críticos del diseño de los utillajes, la fabricación de los mandriles solubles y la puesta a punto de los procesos de bobinado⁵⁰. A esta le siguió, en junio de 1996, la primera unidad completa, incluso con faldones, para comprobación geométrica, que una vez verificada se pasó a la UEE para que la cargase con propulsante inerte, la cual aparece en la citada Fig. 4.13 pintada de color blanco. La tercera, sin faldones, serviría para las pruebas de presión hidráulica, que se realizaron en el INTA. Para las tres cámaras se había empleado fibra preimpregnada, que se aplicaba siguiendo el proceso de «vía seca». Con el fin de mejorar el

producto se cambió la fibra y, además el proceso se cambió a «vía húmeda», fabricándose dos unidades más una para validación, con faldones pegados en vez de remachados, y otra, sin ellos, para las pruebas de resistencia y rotura por reventamiento. En la Fig. 4.14 se presenta una cámara instrumentada.

Los mandriles constaban de una estructura, un eje y los centradores, para los insertos, sobre los que se escayolaba el material soluble con la ayuda de un utillaje que reproducía el interior de la cámara. De este último había dos juegos: con y sin protecciones térmicas. El mecanizado del contorno final se realizaba en los Talleres Generales del INTA. Respecto al utillaje de mantenimiento y curado, cabe decir que se diseñaron dos tipos: uno para curado en estufa y otro para curado en autoclave. Sin embargo, este último no llegó nunca a utilizarse puesto que estaba destinado para probarse con la siguiente cámara, que sería completa, incluyendo las protecciones térmicas.⁵¹

En paralelo con el desarrollo de la cámara en fibra de carbono se realizó una unidad en acero⁵², con la que se pretendía poner a punto la carga de propulsante, no muy diferente al usado con el *Deneb*, pero sobre todo, el proceso de su mecanización interior.

Para las protecciones térmicas interiores la problemática era similar a la del *Deneb*, si acaso con la dificultad añadida de que, por las citadas deformaciones, había que dejar un faldón que las absorbiese. El INTA proporcionó el asesoramiento y la determinación de las características de los cauchos⁵³.

Probablemente el elemento más crucial era la tobera, cuyo diseño y tecnología se separaba radicalmente de la aplicada en el motor *Deneb*, lo cual se pone de manifiesto con solo inspeccionar la Fig. 4.12. Era de tipo sumergido, orientable sobre junta flexible y con el centro de pivotamiento aguas abajo. Tres son los componentes más destacados: los materiales termoestructurales en carbono-fenol, la mencionada junta flexible y el sistema de actuación, comúnmente conocido como TVC. El resto de sus elementos se pueden considerar como una extensión de los usados en el *Deneb*, aunque quedaba pendiente la decisión sobre el grafito de la garganta, si usar un tipo convencional o carbón-carbón⁵⁴. Existían además varias piezas de caucho de silicona para proteger la junta flexible.

Las piezas termoestructurales se fabricaron por entelado y moldeo, siguiendo unas técnicas y procesos ya conocidos, aunque con telas de grafito o fibra de carbono impregnadas en resina fenólica. Estos elementos se contrataron a ENSB en 1995. Esta empresa tuvo dificultades en la adquisición de estos materiales en el mercado, por su obvio carácter estratégico. Al fin se encontró una proveedora, Cytec-Fiberite, pero que fue muy reticente para entregar los datos de diseño, que eran de absoluta necesidad, alegando que la cantidad solicitada era muy pequeña⁵⁵. Todo esto, junto con la puesta a punto de los procesos, consumió muchos meses de trabajo. A todo ello se uniría la situación empresarial de ENSB, ya que los trabajos se llevaban a cabo en ICSA, que aunque era una firma independiente, pertenecía al mismo grupo⁵⁶.



Fig. 4.14. Cámara del motor *Mizar*. ■



En 1996 se había entregado parte de las piezas, pero se encontraron numerosas dificultades con el divergente. Al final, la empresa suministradora comunicó sus dudas sobre el material que ella misma había proporcionado y aunque luego afirmó que cumplía las especificaciones, los criterios de seguridad aconsejaron dejar esa tobera como modelo de prueba. Toda esta serie de incidencias llevaron hasta 1997, tras un gran derroche de esfuerzo, costes y gastos en la preparación de utillajes. Al final, se tuvo que elaborar un nuevo divergente, el cual en proceso del curado final se deslaminó por desgasificación. En estas circunstancias la empresa Cytec- Fiberite, a la vista de los resultados y ante la crisis de producción de estas fibras, ofreció una transferencia tecnológica adicional al INTA sin coste alguno en 1998, la cual abarcaría todos los procesos hasta el curado, e incluyendo uno adicional de bobinado. No obstante, a pesar de los últimos esfuerzos la tobera no se culminaría.

La denominada junta flexible, sobre la que pivota la parte orientable de la tobera, consta de un conjunto de láminas de acero, mecanizadas como segmentos de esfera, entre las que se intercalan capas de caucho. Esta pieza, clave en el conjunto, tiene que soportar las deformaciones por presión, temperaturas y permitir la rotación del conjunto. La citada junta sería fabricada por la firma Coeca con diseño INTA; la primera unidad estuvo lista en 1996, superando las pruebas. Estas se realizaron con banco capaz de someterla a las deformaciones previstas, con la velocidad de deflexión requerida, y bajo la presión nominal de combustión del motor. En la Fig. 4.15 se muestra la tobera una vez integrada en el INTA.

Otro de los componentes de la tobera lo constituía el conjunto de actuación, o TVC, desarrollado por CESA. Era un sistema oleoneumático, cuyos elementos finales los formaban dos actuadores hidráulicos de doble acción. La energía provenía de una botella de nitrógeno, a una presión de 280 bar, que se descargaba a través de un regulador en el cilindro intercambiador, que convertía la presión neumática en hidráulica, la cual alimentaba los actuadores por un sistema de electroválvulas. Este conjunto, junto con las piroválvulas de apertura y demás sensores, se controlaba por un módulo electrónico específico que se subcontrató con GMV⁵⁷.

El tiempo máximo de acción previsto era de 120 s, con una velocidad de 40°/s y una frecuencia de corte superior a 5 Hz. CESA presentó un primer modelo en 1997, que se integró en la tobera, la cual se sometió a ensayos de deflexión en vacío con resultados satisfactorios. En la Fig. 4.16 se muestra el conjunto del primer prototipo integrado en una bancada de pruebas⁵⁸.



Fig. 4.15. Tobera del *Mizar* con sus actuadores. ■

Si bien no se llegó a terminar la tobera, a falta de lo dicho sobre el divergente y de la terminación del banco para la calibración de los sensores y actuadores en condiciones de presión simulada, se estuvo muy cerca, a pocos meses. En los retrasos no solo estuvieron presentes las dificultades intrínsecas a un desarrollo, sino que también hubo que enfrentarse a problemas con los suministradores, hecho que, como hemos visto, se repitió con varios de los productos clave de los motores.

El primer llenado con propulsante inerte se realizó a finales de 1996, aunque no se efectuó el mecanizado del grano, pues todavía no estaban a punto los equipos precisos; que corresponde a la cámara pintada en blanco en la Fig. 4.14. El primero real fue con cámara de acero y se cargó entre junio y julio de 1997, por EDB en Páramo de Masa. El plan era ensayar este motor en banco en ese mismo año con una tobera de banco fija y modificada, construida con materiales ya obtenidos en el proceso de desarrollo. Sin embargo, después del curado, cuando los operarios se disponían a realizar las tareas de eliminación de las rebabas de propulsante para seguidamente proceder al desmoldeo, el motor se incendió. Afortunadamente el personal se puso a salvo, pero el motor continuó ardiendo durante cerca de treinta minutos destrozando los útiles y parte de las instalaciones. La reparación de los daños de este accidente llevó casi ocho meses, alterando la secuencia prevista de llenados y todo lo que ello traía consigo.

Por esta causa, y dado todo el trabajo pendiente en la UEE con el *Deneb*, para ganar tiempo, se decidió contratar los primeros llenados del *Mizar* a la SNPE, con un propulsante que fuese similar al nuestro y con la idea de que entregasen las primeras unidades en 1999. El contrato se firmó pero la firma francesa solo llegó a realizar parte de lo convenido, por la cancelación del programa.

Como resumen del motor *Mizar*, la tobera, y más concretamente su divergente, era el problema que quedaba pendiente de resolver. Una estimación del tiempo que restaba para terminar el primer prototipo, considerando los medios que se habían puesto en juego, puede cifrarse en menos de un año. Comparado con el *Deneb*, el *Mizar* se comenzó un año después, en torno a 1995, y en el supuesto, optimista o no, de que las calamidades fuesen las habituales, se podría haber ensayado en banco en 1999⁵⁹. Es plausible que en esta prueba hubieran aparecido problemas, pero eso habría entrado en lo esperable.

Propulsores y Planta de llenado en Páramo de Masa

El propulsante es el componente clave en cualquier motor cohete. Tal como se ha dicho en el Capítulo 2, el INTA había adquirido la tecnología y la capacidad de desarrollo de una familia de propulsores que fueron los que equiparon a los cohetes de sondeo INTA-300 e INTA-100, así como al motor *Veleta*. Posteriormente, se investigó sustituir ese aglomerante por poliisopreno, que

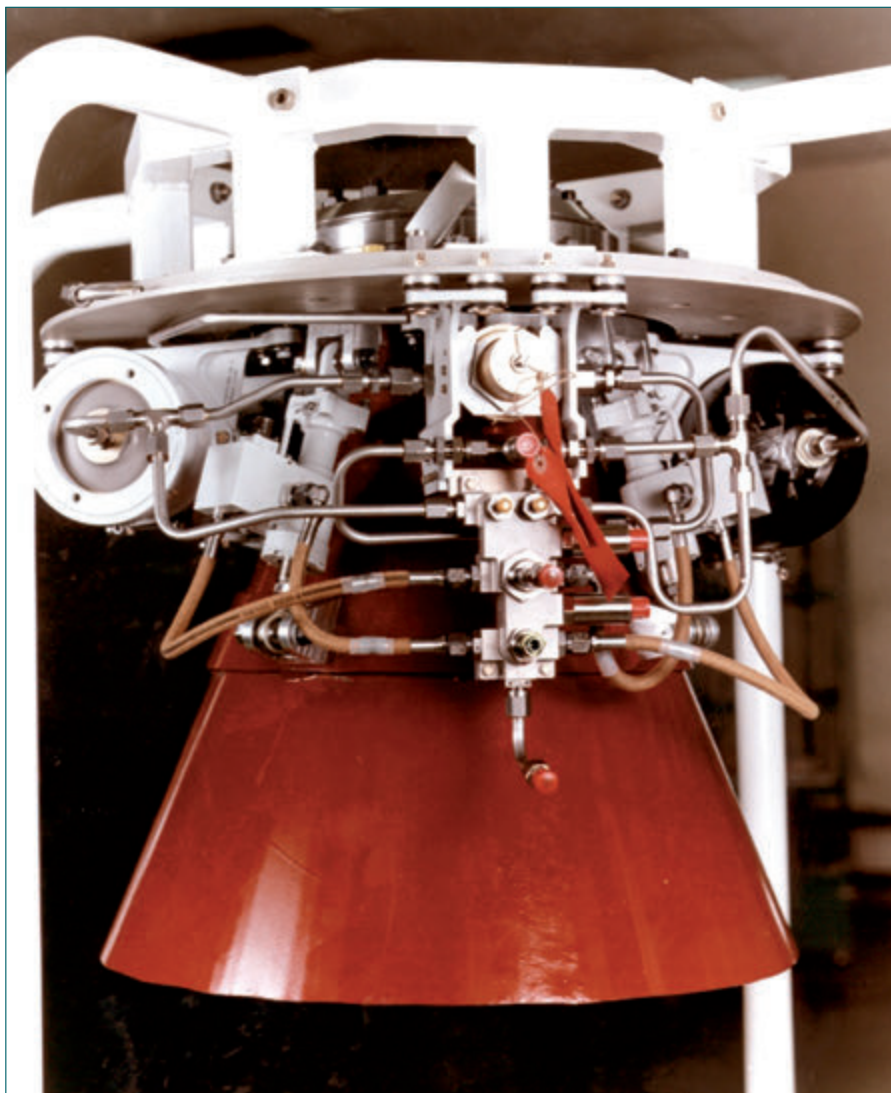


Fig. 4.16. TVC del motor *Mizar*. ■



se utilizaría en el *Cadenas*. Sin embargo, esta familia tampoco era adecuada para los motores espaciales por sus insuficientes propiedades mecánicas, ya que en estos se empleaba casi exclusivamente los basados en «polibutadieno con grupos terminales hidroxílicos» (HTPB en la terminología), que era entonces una de las tecnologías a dominar.

La labor para llegar a un propulsante adecuado es muy ardua, y a este respecto hemos de recordar que en la definición de una formulación intervienen por una parte las proporciones de sus componentes básicos, tales como perclorato amónico, aglomerante (polímero modificado) y el aluminio, junto con numerosos aditivos, para mejorar la procesabilidad, la resistencia al envejecimiento, la estabilidad física, las propiedades mecánicas, balísticas, etc; pero además también hay que considerar y adecuar el estado físico de esos componentes, en especial su granulometría, pureza y la ausencia de humedad. La influencia individual de todos estos factores en los parámetros finales de la especificación del producto, como son la velocidad de combustión, el impulso específico, el módulo de elasticidad, la densidad, etc. es muy difícil de evaluar, y más aún los efectos combinados de unos elementos sobre otros. El estar en disposición de producir un propulsante que cumpla con unos requisitos específicos exigentes, en especial en lo referente a las características balísticas y mecánicas, es una tarea muy difícil y uno de los secretos mejor guardados para aquellos que han obtenido estos conocimientos.

En los inicios del programa Capricornio, la UEE tenía alguna experiencia en estos propulsores, pues los había empleado en alguno de sus productos⁶⁰, mientras que en el INTA era muy escasa. Sin embargo, los esfuerzos para encontrar formulaciones adecuadas a los nuevos motores habían comenzado simultáneamente en ambas organizaciones sobre 1990. Como instrumental para estas actividades, en el Laboratorio de Propulsores del INTA⁶¹ se contaba con equipamiento renovado, una mezcladora de 5 litros y una infraestructura ampliada. Los análisis de las formulaciones se complementaron con ensayos de micromotores, para los que primeramente se utilizó el mismo modelo utilizado para el INTA-100, que tenía una carga aproximada de 0,5 kg, con el que comenzaron los ensayos en banco en junio de 1992. Posteriormente, se diseñaron nuevos modelos más adecuados y finalmente se utilizaron motores *Cadenas*, que permitían una carga aproximada de 46 kg. El llenado de estos últimos se realizó en la planta de la UEE, corriendo a cuenta del INTA la fabricación de los iniciadores y toberas. Las primeras pruebas de esta versión del *Cadenas* se efectuaron a finales de 1994, unos con formulaciones INTA y otros con las de UEE, concretamente los CHPI/5 y CHPU/2⁶².

Las características básicas deseadas eran una velocidad de combustión en torno a 7 mm/s a una presión de 45 bar, y unas propiedades mecánicas⁶³ capaces para soportar las deformaciones de la cámara de combustión de fibra de carbono, así como los esfuerzos y cargas mecánicas generadas en la combustión y vuelo del vehículo en condiciones extremas de temperatura. Además, también se obtuvo el utilizado en los iniciadores pirogénicos, cuya característica principal era la alta velocidad de combustión, (15 a 20 mm/s). En la parte derecha de la Fig. 4.9, identificada como «Piecerío del encendedor», se muestra el grano propulsante para esta aplicación.

La planta de fabricación industrial se ubicó en el Páramo de Masa, en una finca compartida por Expal y EDB, ambas empresas del grupo UEE. La zona era amplia, despoblada y controlada, cumpliéndose sobradamente los requisitos de seguridad exigidos para este tipo de instalaciones. El edificio elegido se acondicionó para alojar dos mezcladoras, que trabajarían en paralelo, el pozo de colado, los raíles para el movimiento de las cubas, y las estufas de curado. Asimismo también se le dotó de los medios auxiliares de vacío, calefacción, preparación de la cámara mediante la impregnación de pegamento y los medios de desmoldeo; todo ello junto con los sistemas de seguridad y prevención de accidentes. En edificaciones anexas se ubicaron los almacenes de materias primas y los de preparación previa de algunos de los ingredientes. El coste de esta instalación correría a cargo de los presupuestos del *Capricornio*.

La operación comenzaba con la limpieza de las superficies internas y la aplicación del pegamento con un primer curado, a continuación se fijaba la cámara del motor, o el segmento, con el macho de moldeo insertado en el pozo de colado donde se acoplaban los sistemas de calefacción y vacío. Los componentes se incorporaban en las cubetas acopladas a las mezcladoras en los que se batían durante varias horas con la incorporación de algunos aditivos. Terminada la mezcla, las cubetas se separaban y desplazaban hasta el pozo de colado donde se vertía su contenido a la cámara por gravedad en condiciones de vacío y temperatura. Esto se repetía en tres lotes por mezcladora, tras lo cual y después del desmontaje de todos los elementos auxiliares, el segmento se trasladaba a la estufa de curado (normalmente 60 C) en la que permanecía durante 7 días para que reticulara convenientemente el polímero. Ya fuera de la estufa se extraía el molde interno por tracción, se acondicionaba y se pasaba a las inspecciones. Durante el proceso se tomaban muestras para el análisis balístico y químico de los lotes y además se cargaban micromotores para comprobación de las actuaciones.

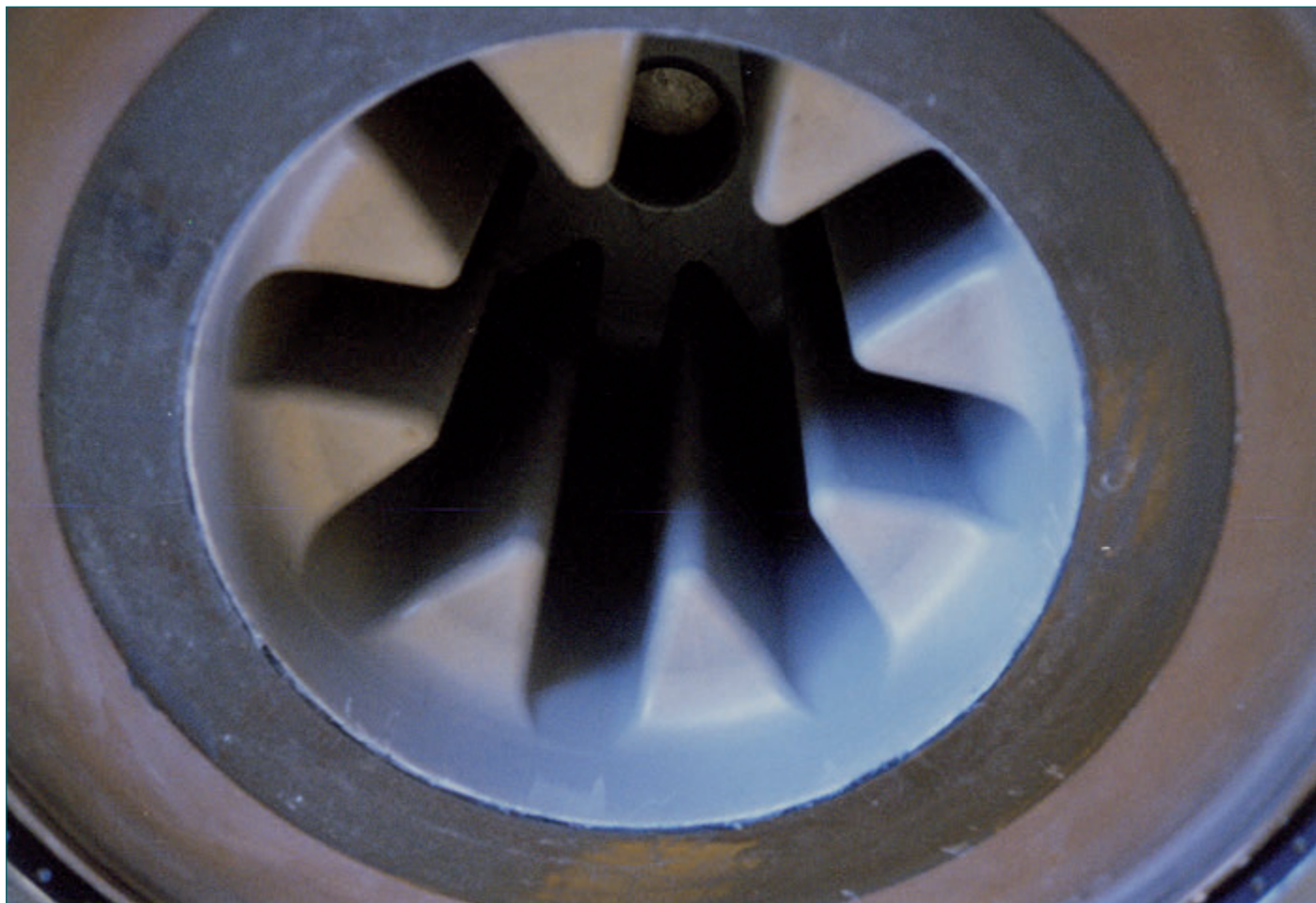


Fig. 4.17. Vista del grano del primer segmento del motor *Deneb*. ■

Cada segmento del motor *Deneb* tenía un macho propio, en estrella para el de cabecera y cilíndricos los otros tres; en la figura 4.17 se muestra el de cabeza del *Deneb* ya finalizado. En el *Mizar* era cilíndrico y una vez desmoldeado se necesitaba mecanizar interiormente la carga para obtener el diseño de grano requerido. Esta operación se realizaría mediante un torno especialmente acondicionado, que preparó la UEE a partir de uno del mercado para el que diseñó un sistema de corte y extracción de viruta.

Todo el conjunto de carga estuvo listo a finales de 1995 y la primera prueba se llevó a cabo con el motor *Mizar* con propulsante inerte, con el que se pretendía ganar experiencia y calificar las instalaciones de llenado.

El tiempo estimado para completar un *Mizar*, incluyendo preparación, carga, curado y desmoldeo e inspección era de cinco semanas. Para un *Deneb*, con sus cuatro segmentos, ese período se alargaba a nueve semanas más una adicional de limpieza de las instalaciones. No obstante, estos plazos eran estimativos, pues también había que incluir los requisitos de mantenimiento y las obligadas paradas estivales, todo lo cual alargaba más aún este período.

El plan de trabajo que se preveía en 1996 consistía en fabricar un mínimo de cinco motores *Mizar*, aparte del citado con propulsante inerte, y tres *Deneb*, con previsiones de un *Deneb* y dos *Mizar* adicionales.

La secuencia lógica de producción y ensayos para el *Argo* era la siguiente:

- *Mizar* con propulsante inerte.
- *Mizar* acero para ensayo en banco con tobera fija.
- *Deneb* para ensayo en banco.
- *Deneb* para vuelo como *Argo-0*.
- *Mizar* acero para ensayo en banco con tobera móvil.



- *Deneb* para vuelo como *Argo-1*.
- *Mizar* con cámara de fibra para ensayo en banco.
- *Mizar* con cámara de fibra para ensayo en banco.
- *Mizar* con cámara de fibra para vuelo como *Argo-1*.

Con las estimaciones de tiempos antedichas resultaban necesarias unas sesenta semanas, que contando la puesta a punto con el motor *Mizar* inerte, la parada anual de la empresa por mantenimiento, las limitaciones estivales y otras incidencias daban lugar a unos dos años de trabajo continuo. Sin embargo, el devenir de los acontecimientos redujo esta secuencia solo a los tres primeros de la lista.

Sistema pirotécnico

El sistema pirotécnico estaba formado por el conjunto de los elementos piromecánicos y pirogénicos cuya función era la distribución de las señales para activar el encendido de los motores *Deneb* y *Mizar*, el corte y separación de las dos etapas, la interrupción de la combustión en caso de un mal funcionamiento y la eyección de la cofia. La característica de este sistema es el empleo exclusivo de componentes pirotécnicos, bien por necesidad, como sucede con los detonadores o deflagradores, bien para lograr una mayor inmunidad frente a las interferencias electromagnéticas, como es el caso de las líneas de transmisión. La estructura del mismo tiene, en cierta medida, un paralelismo con la circuitería eléctrica, con puntos de generación de señales, interruptores, líneas de transmisión y dispositivos de acción. Un esquema general para el vehículo *Argo* se muestra en la Fig. 4.18, donde, en primer lugar, se aprecia la existencia de dos circuitos independientes, uno para cada etapa, con solo pequeñas diferencias entre ambos. Las partes comunes eran las cerillas de encendido, los dispositivos de corte de combustión y los de separación; las diferencias radicaban en que en la primera etapa se activaban unos empujadores para forzar dicha separación y en la segunda se accionaban los mecanismos para la suelta de la ojiva.

Las órdenes de ejecución de las acciones anteriores se generaban en la aviónica como señales eléctricas, que partían de un módulo electrónico denominado «caja de pirotécnicos», y que entraban en el sistema pirotécnico a través de la unidad de seguridad y armado, comúnmente denominada SAU⁶⁴. En esta unidad, cada señal activaba un detonador que daba origen a la pirotécnica correspondiente, la cual tenía que cruzar físicamente un puente antes de llegar a la línea de transmisión. Este puente tenía dos posiciones: la de armado, alineado permitiendo el paso de la detonación; y la de seguridad, desalineado interrumpiendo la transmisión. Superado el puente, la señal circulaba por la línea de transmisión hasta llegar al dispositivo correspondiente, bien directamente o a través de otro elemento de distribución. La línea estándar consistía en un tubo semiflexible de aluminio de 1,5 mm de diámetro, recubierto interiormente por una capa de alto explosivo (HNS) y reforzado exteriormente por una malla de *kevlar*; en sus extremos disponía de relés de hexógeno cuya detonación activaba la del recubrimiento interno que se transmitía por el tubo como una onda de choque a una velocidad de 6000 m/s, inmune frente a las perturbaciones externas.

La SAU constituía una verdadera barrera física de seguridad. El cambio entre las posiciones de seguridad y armado se efectuaba de forma manual por medio de una llave externa que se manipulaba en el proceso de armado en la rampa de lanzamiento. En la fotogra-

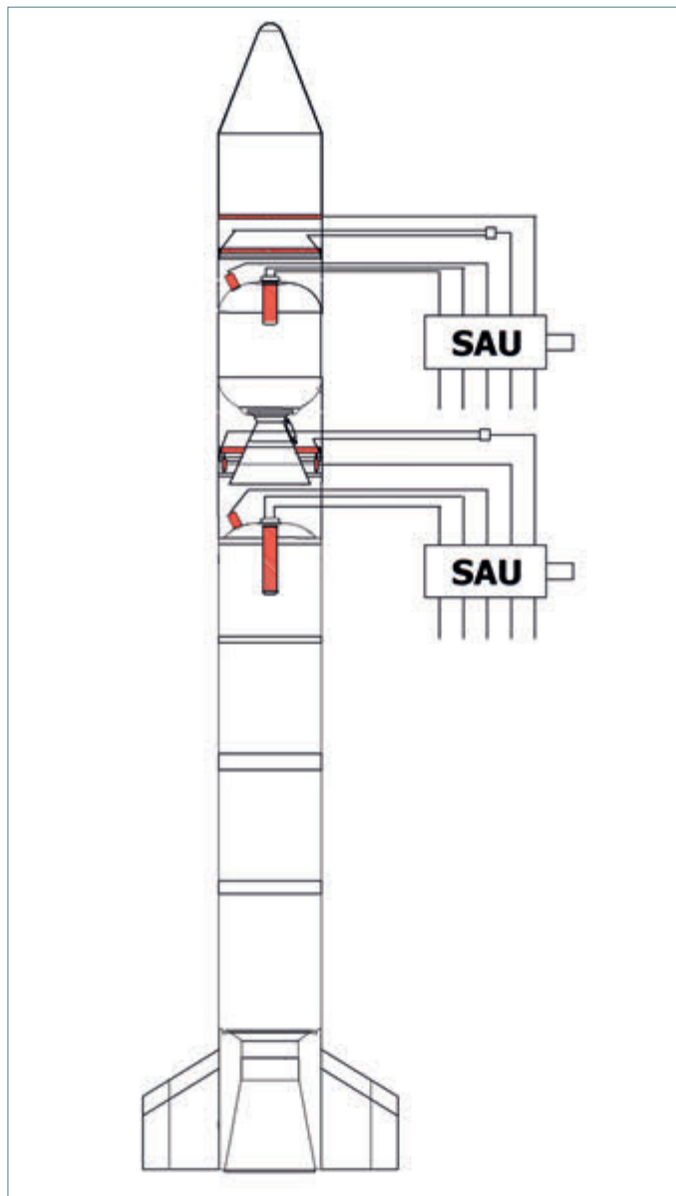


Fig. 4.18. Esquema del sistema pirotécnico. ■

fía inferior de la Fig. 4.19 se muestra una SAU, con los cordones de transmisión saliendo hacia la derecha y las entradas eléctricas en la izquierda. Cada una de las dos SAU del Argo disponía de cinco vías; de estas, dos se dirigían al respectivo encendedor, la tercera al corte circunferencial de cada anillo interetapas, la cuarta para las cargas de interrupción de combustión, y la quinta para el dispositivo de separación en la primera etapa y para la eyección de la ojiva en la segunda.

Las entradas de los iniciadores eran redundantes por seguridad. En cada una, un piromecanismo, denominado IFOC o TBI, transformaba la señal detonante en una deflagración que activaba el pequeño motor cohete que encendía el motor *Deneb*, en un caso, y *Mizar* en el otro.

El seccionamiento circunferencial de cada anillo interetapas se producía por un cordón de corte basado en el principio de la carga hueca⁶⁵. Este cordón estaba constituido por una carga diédrica circunferencial dirigida hacia la pared y confinada por una envoltura de plomo, a su vez, protegida por una vaina de silicona, para evitar la producción de esquirlas, y que se fijaba a la virola por tres piezas de aluminio. Al detonar, el explosivo generaba un dardo plano que causaba el corte de la pared del cilindro. La iniciación se originaba por dos detonadores de hexógeno diametralmente opuestos, que eran activados por sendas líneas de choque provenientes de una caja de distribución que duplicaba la señal procedente de la correspondiente vía de la SAU.

Una vez seccionados los anillos, se forzaba la separación de las etapas por medio de tres pistones, espaciados 120°, activados por un generador de gas, que desplazaban sus vástagos empujadores 200 mm. El cartucho era un derivado de un modelo usado en la aviación militar para la suelta de cargas externas, en fabricación común por Expal.

Para la interrupción de combustión se utilizaron sendas cargas huecas situadas en la cabeza de cada motor, cuya función era el abrir un boquete en los casquetes de las cámaras, por el cual se despresurizaría y se detendría la combustión. Para estas cargas se empleó un modelo militar en fabricación por Expal, que se modificó y se calificó para este nuevo cometido.

Para el diseño del sistema pirotécnico, inicialmente se pensó adquirir los componentes básicos en el extranjero y realizar en España el proyecto y desarrollo; sin embargo, este planteamiento tuvo que abandonarse dada la dificultad de esta materia. En Europa toda esta tecnología estaba prácticamente en manos de industrias francesas, que eran las que los suministraban para los lanzadores y otros vehículos. Tras una petición de oferta a las dos más relevantes, Pyromeca y Pyrospace⁶⁶, se eligió la primera, comenzándose los trabajos en 1994⁶⁷. El objetivo eran los sistemas de corte para las dos etapas del Argo y de las unidades de seguridad y armado, aparte de los elementos auxiliares. Esa empresa diseñó y suministró los componentes pirotécnicos, y Expal los mecánicos, haciéndose cargo también de los auxiliares.



Fig. 4.19. Empujador del Capricornio y SAU del Argo. ■



Fig. 4.20. Ensayo de separación de etapas por cordón pirotécnico en El Arenosillo. ■

El proceso de desarrollo incluía diversas pruebas, en especial sobre dispositivos de corte para determinar el valor preciso de la carga a emplear, tal que se minimizase el efecto del choque pirotécnico, el cual se transmite por toda la estructura del vehículo como una onda de choque; así como el diseño del anillo de retención posterior del cordón y su sujeción interna. Todos los elementos sufrieron las pruebas mecánicas y electromagnéticas exigidas, terminándose con una unidad de calificación que se ensayó en El Arenosillo en mayo de 1996. En la Fig. 4.20 se presenta una secuencia del mismo, que comienza con la pieza de interetapas suspendida, seguida de una foto de la acción de corte propiamente dicha y terminando con el anillo partido en dos. En la última, los técnicos inspeccionan el resultado y se aprecia el estado en que queda la pared después del corte, los empujadores y el anillo de respaldo. En esta operación se colocaron cajas simulando la electrónica para evaluar el efecto mecánico del choque.

Finalmente, el Argo iba dotado de dos pies de deslizamiento situados uno en la pieza de aletas y otro en el interetapas. Ambos eran eyectables por medios pirotécnicos con el fin de disminuir la resistencia aerodinámica. Dado su emplazamiento, el funcionamiento de este mecanismo era autónomo para cada uno. La señal de inicialización provenía de un interruptor que se cerraba cuando abandonaban el raíl del lanzador; seguía un circuito electrónico que encendía un cartucho que ejecutaba las operaciones de cortar y eyectar.

Para el *Capricornio*, los mecanismos y dispositivos eran similares, con la salvedad del mayor diámetro, la masa a separar y la necesidad de realizar la operación de armado a distancia, así como de ser un conjunto más complejo por sus tres etapas. Para esto se prepararon cordones de mayor diámetro; un empujador de mayor potencia para separar las etapas primera y segunda, que se muestra en la parte superior de la Fig. 4.19; además de dos nuevas SAU, de seis y dos vías, que además se motorizaron para accionarlas desde el control de tierra. Todos estos componentes se probaron individualmente, pero no en su conjunto.

Aviónica

La aviónica es el tercero de los grandes sistemas del vehículo⁶⁸. La arquitectura del mismo se muestra esquemáticamente en la Fig. 4.21. Básicamente estaba configurada por un ordenador central y varios módulos de control y comunicaciones (MCC) conectados por un *bus*. Cada uno de estos tenía como función recoger datos e información y enviar las órdenes de control en una zona del vehículo. En total se previeron cinco unidades, dos en la primera etapa (tobera y cabeza) y tres en la segunda (tobera, cabeza y zona de equipos); en realidad, el conjunto estaba sobredimensionado para el Argo, pues con tres módulos habría sido suficiente, pero se pensaba en las necesidades futuras del *Capricornio*.

El ordenador embarcado (OBC) constaba de una tarjeta procesadora y una de comunicaciones, basados en microprocesadores de la serie MC 68000 y conectadas entre sí por un bus VME. La tarjeta de comunicación tenía cuatro canales RS-422 dúplex configurables en formato HDLC. El primero se usaba como el *bus* de comunicación con los módulos MCC, que, a su vez, estaba compuesto por tres líneas, cuyas funciones eran: recoger los datos de misión, recoger los datos de estado de los subsistemas, y enviar las órdenes de control y acción. El segundo canal servía de comunicación directa con el sistema de navegación inercial (INS) para recibir la información de navegación y actitud del vehículo, y a su vez activar los modos de acción de la plataforma. El tercero constituía la conexión con el ordenador de tierra (OCC) a través del umbilical, y el cuarto se dirigía al transmisor de telemetría.

Los módulos secundarios MCC, también basados en microprocesadores de la misma familia, se diseñaron y desarrollaron completamente en el INTA. Recogían los parámetros analógicos y digitales, provenientes de los diferentes sensores, y enviaban las órdenes digitales para otros dispositivos. En cuanto al detalle de los elementos atendidos por cada MCC, pasemos una revista somera en el orden de proa a popa. El superior conectaba con el conjunto de los motores de control de actitud, tanto al control individual como a los depósitos, válvulas, etc.; asimismo, también estaba dedicado al control general de la carga útil y a la separación de la cofia. El segundo, situado en la cabeza del *Mizar*, tenía a su cargo el conjunto de los pirotécnicos de este motor: encendido,

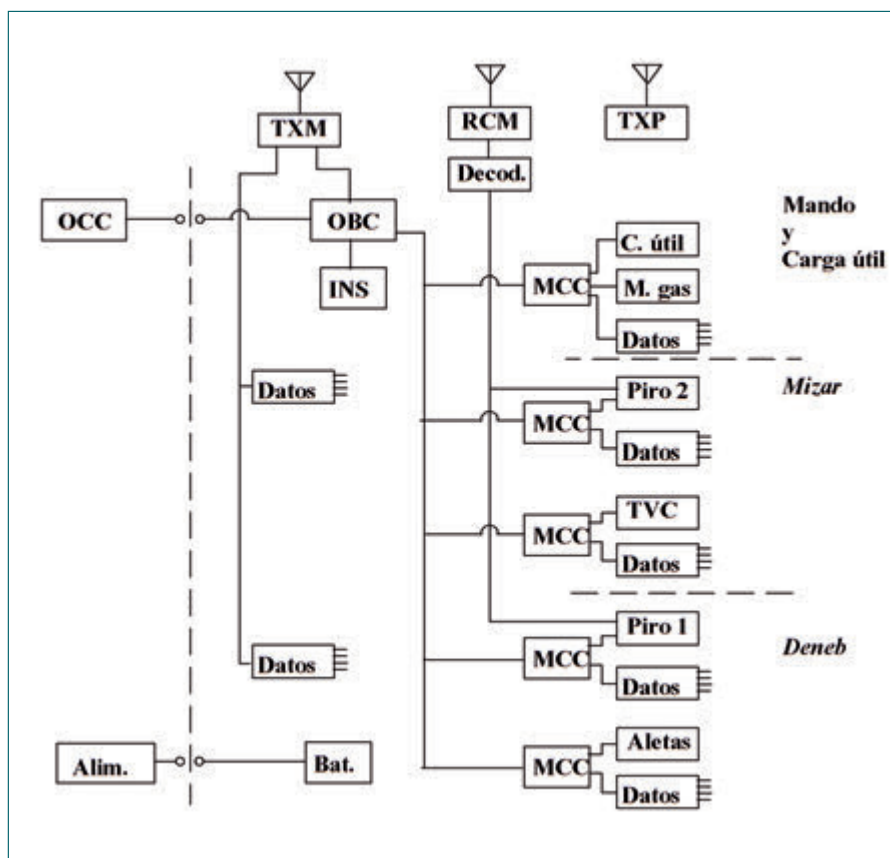


Fig. 4.21. Estructura de la aviónica del Argo. ■



destrucción y corte de separación de la carga útil. El tercero, ubicado en la zona de la tobera del motor, se empleaba en su TVC: comandos de posición, activación de los depósitos, válvulas, etc. El cuarto, en la cabeza del *Deneb*, repetía las funciones pirotécnicas, similares a las del *Mizar* más los impulsores de la separación. El quinto y último se dedicaba al control de las aletas de la primera etapa.

Los datos ordinarios de telemetría, tanto los de misión necesarios en tiempo real en el Centro de Control de la Misión (CCM), junto con los generales de estado del vehículo, que se analizarían con posterioridad, se configuraban en el ordenador de vuelo que los dirigía al transmisor TXM. Sin embargo, por tratarse de un prototipo, se añadían otros datos adicionales, tales como los registros de vibraciones, modos propios de oscilación, ruido acústico, etc., los cuales entraban directamente a la telemetría.

Las órdenes de interrupción de la trayectoria en vuelo, cuando hubiere que abortar la misión, se recibían por el receptor RCM y disponían de líneas dedicadas e independientes. La orden de interrupción la activaría, en caso de necesidad, el oficial responsable desde el Centro de Control a la vista de la información relativa a la evolución del vehículo, las zonas de seguridad y punto de impacto previsto. A su recepción habría que validarla por unos decodificadores, y a continuación se activarían los pirotécnicos correspondientes⁶⁹. No obstante, durante todo el vuelo, el estado de todas las seguridades se recogía por los MCC y se enviaba a tierra por la telemetría, presentándose en tiempo real.



Fig. 4.22. Parte de la electrónica ya integrada en el Argo-0. ■

Todo el sistema se alimentaba por un conjunto de baterías, conectadas con el exterior por los umbilicales dedicados y los elementos de conmutación.

El desarrollo de este sistema se inició en 1993 con la finalidad de aplicarlo al *Capricornio*, y dada su concepción modular fue muy sencillo adaptarlo al Argo. Por esta razón, en 1994, se adquirieron los sistemas para el ordenador de vuelo en su versión de laboratorio. Se construyeron varios prototipos del ordenador de vuelo y otros módulos que se integraron a nivel de laboratorio. También hubo unidades especialmente preparadas para el entorno de desarrollo e implementación del *software* de vuelo.

Igualmente, en 1994 se inició el diseño de los sistemas a emplear en el Argo-0, que posteriormente serían de uso en el Argo-1

así como en el *Capricornio*. Se construyeron las cajas de pirotécnicos, acondicionadores de señal, elementos de la telemedida y telecomando, etc. La fabricación de los circuitos, cajas y montaje de todas las unidades se realizó en el INTA, así como la integración de ellas en el vehículo⁷⁰. En la Fig. 4.22 se muestran dos segmentos del *Argo-0*, completamente listos para el vuelo. El de la izquierda corresponde al compartimento de la carga útil y el de la derecha al interetapas, donde también se observa el refuerzo del cordón de corte.

Navegación Guiado y Control

En el *Capricornio*, el sistema de NGC se había estructurado al modo clásico. Las funciones de navegación las llevaría a cabo un sistema inercial autónomo (INS) y las de guiado y control se efectuarían en el ordenador de a bordo. El proceso consistiría en controlar el vehículo en actitud para seguir una trayectoria programada con el fin de alcanzar las condiciones de altitud y velocidad en el apogeo o punto de inyección del satélite. Las funciones de estabilización frente a perturbaciones, en especial los vientos, estaban incluidas en este subsistema. La estructura del guiado quedaba como sigue:

- Primera etapa: la actitud en guiñada y cabeceo se controlaba por los dos actuadores de la tobera del motor *Castor IVB* con maniobras de corrección que tenderían a disminuir las cargas aerodinámicas, en particular las inducidas por el viento. Para el balanceo se barajaban las opciones de utilizar un juego de dos alerones situados en la sección de interetapas, o prescindir de cualquier control. Era obvio que este sería siempre beneficioso; no obstante, se consideraba que en el caso de suprimirse, el balanceo inducido podría ser tolerable. Su estimación habría de hacerse mediante la aplicación de una simulación en seis grados de libertad (6DOF), cuyo código se había desarrollado ex profeso⁷¹, pero en el que habría que incluir todos los datos del vehículo, incluyendo los efectos cruzados entre el cabeceo y la guiñada debidos al TVC del *Castor IVB* y otras asimetrías másicas. Parte de esta información estaba aún en elaboración, por lo que la decisión de usar o suprimir este control quedaba pendiente.
- Segunda etapa: actitud y guiñada con el TVC del *Deneb* de forma similar a la primera etapa. Para el balanceo se utilizarían los motores de gas frío situados en la parte superior. Las leyes de guiado seguirían la trayectoria de referencia programada.
- Interetapas: durante esta fase no hay control alguno. Sin embargo, los motores de gas frío estabilizarían en tres ejes el conjunto restante, formado por la unidad de mando y control, el motor *Mizar* y el satélite, antes y después de la eyección de la ojiva. En la parte final de esta fase, de acuerdo con los datos reales de la trayectoria, estos motores orientarían el sistema y a continuación provocarían un espín axial. La última orden del ordenador sería la separación de la tercera etapa, constituida por el *Mizar*, el satélite con sus adaptadores y el módulo para su ignición y la separación del satélite.
- Tercera etapa: No hay control alguno, el sistema se estabiliza giroscópicamente. Se terminaría con la inyección⁷².

Esta configuración era simple y probada en otros vehículos. Su desventaja caía en que los errores inherentes a la tercera etapa eran incorregibles; la ventaja, su sencillez y economía.

Volviendo ahora al *Argo*, la concepción del guiado se planteó para comprobar y validar las operaciones básicas a aplicar en el *Capricornio*. Así, la secuencia sería:

- Primera etapa: el vehículo era estable aerodinámicamente y no estaba dotado con ningún tipo de guiado. Durante los primeros 10 s de vuelo los alerones de balanceo estarían bloqueados. A partir de ese momento entraban en acción, generando un control en balanceo similar a como podría ser el del *Capricornio*.
- Interetapas: con las dos etapas aún unidas. Solo se estabilizaría en balanceo por los mismos alerones.
- Segunda etapa: el vehículo es inestable, por lo que la estabilización y el guiado se conseguirían por medio del TVC del *Mizar*, así como los motores de gas frío para el balanceo. Esta era la situación más crítica, ya que se realizaría el guiado completo; además, se tendrían que corregir todas las desviaciones y errores acumulados en la primera etapa. Similar en ambos vehículos.
- Vuelo balístico: sin control alguno, pero con maniobras de apuntamiento y generación de espín por los motores de gas frío.

En la Fig. 4.23 se muestra un esquema de las cadenas de guiado, la de cabeceo o guiñada, cuya estructura es clásica. Las ecuaciones, o algoritmos, de guiado generarían los ángulos necesarios en cabeceo, o guiñada, a partir de los datos de la trayectoria de referencia, almacenada en la memoria, y de los de navegación, provenientes de la unidad inercial. A los valores de esos ángulos se aplicarían las leyes control, en las que se incluía el modelo dinámico del TVC, como un sistema de segundo grado, y el vehículo, como uno de tercero; además, en la cadena se introducía un controlador Proporcional-Diferencial

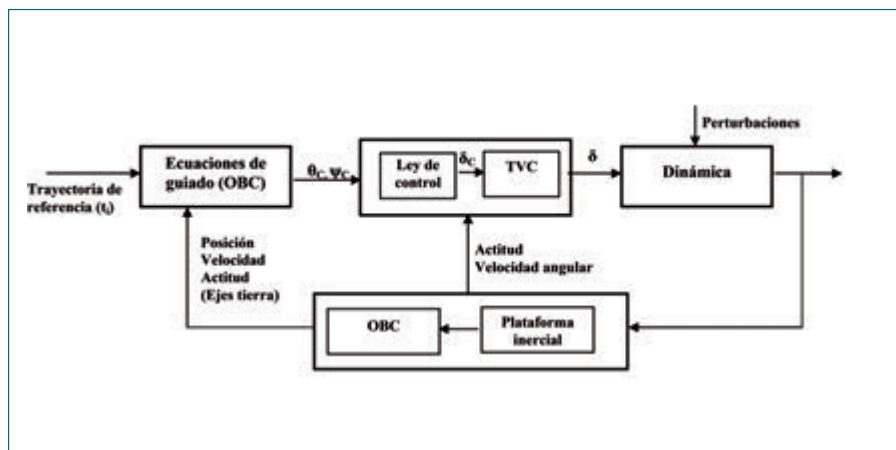


Fig. 4.23. Proceso de guiado. ■

estas actividades se llevaron a cabo por personal del Instituto, las bajas y los cambios de destino harían necesaria su contratación en el exterior⁷³. A este respecto, se mantuvo una relación con la empresa GMV que en ese año presentó una oferta, pero que no se llegaría a contratar.

La simulación en tiempo real estaba previsto que se realizase en dicho laboratorio, donde estaban instalados los equipos de desarrollo de las leyes de guiado, los cuales provenían del programa INTA-300G⁷⁴, para lo que se prepararon los códigos software de simulación trayectográfica en tiempo real. Una parte de este equipamiento se había renovado, especialmente el informático, casi completamente nuevo, mientras que el mecánico no había sufrido grandes cambios. Básicamente, se había pasado de un conjunto estructurado alrededor de un ordenador central, a un sistema distribuido, más flexible y fácilmente configurable. Los planes preveían una implementación sucesiva de los diversos elementos de la aviónica con simulaciones en un entorno de tiempo real.

En cuanto a la unidad inercial (INS), se buscó su adquisición en el mercado internacional, aunque en un principio no se descartó un posible desarrollo nacional⁷⁵. La primera opción fue la ofrecida por Ceselsa en 1995, utilizando las plataformas que esta empresa había adquirido para la modernización, luego suspendida, del avión *Mirage III* con el fin de ahorrar tiempo y costes. Sin embargo, esta solución se desechó, pues si bien podría ser aceptable para un demostrador, no valdría para el *Capricornio*, lo que iba contra el criterio de la compatibilidad de la aviónica, y de que la plataforma habría de ser adecuada a ambos vehículos. Por ello, se analizaron otras disponibilidades y se seleccionaron dos modelos alternativos: uno norteamericano, de Honeywell; y otro británico, de Ferranti. El primero, que era muy apropiado por su tamaño, no estaba aún en producción en serie; la misma empresa señalaría que para el suministro de unas pocas unidades el precio sería casi prohibitivo. Por ello, se condicionaba la presentación de una oferta a un previsible contrato nacional norteamericano que abaratase el mismo. En cuanto a la segunda, hubo visitas y negociaciones, pero las características de su producto no se acomodaban bien, pues la plataforma provenía de un modelo para avión, lo que la hacía grande y pesada. En estas circunstancias se solicitó oferta a la empresa francesa Sagem, la cual ofreció la Agyle SP-10 que respondía a las exigencias del proyecto.

La unidad procedía de un sistema militar, aunque mejorada por la sustitución de los giróscopos mecánicos por otros de tipo láser; asimismo, la compañía la adaptaría específicamente para los vehículos *Argo* y *Capricornio*. La INS calculaba internamente los datos de posición y velocidad, tanto lineal como angular, con una precisión de 32 bits, y los enviaba al ordenador de vuelo por uno de los canales serie RS 422 con el protocolo HDLC, tal como se ha explicado en el apartado de la aviónica. La cadencia de generación de datos, que marcaba el pulso básico del sistema, era de 25 Hz. Por su parte, el ordenador de vuelo comandaba los modos de funcionamiento, que eran siete; de estos, los cuatro necesarios para misión eran los de inicialización, prueba, alineamiento y navegación, y los tres restantes correspondían a las simulaciones y calibración. A modo indicativo, la deriva de los giróscopos era de 3°/h y el «error de cero» de los acelerómetros, 500 µg.

Se contrataron seis unidades, cinco de vuelo y una para pruebas en tierra, así como todos los elementos auxiliares, que se entregarían en 1996 y 1997. En la Fig. 4.24 se muestra la de pruebas en la mesa rotacional del Laboratorio de Guiado, donde se tenía previsto realizar las simulaciones dinámicas de todo el sistema en bucle cerrado (HWIL).

(P-F) para eliminar las inestabilidades. Las ecuaciones se discretizaron para una frecuencia de 25 Hz, que era el pulso de la plataforma.

Los análisis de las leyes de guiado y la simulación del vuelo se efectuaron con el paquete Matrix-X, que además permitía la generación del código a implementar tanto en el ordenador de vuelo como en el sistema de simulación en bucle (HWIL) del Laboratorio de Guiado. A principios de 1997, se habían realizado las primeras simulaciones, de las que se obtuvieron los valores iniciales para las ganancias y los límites para el retardo interetapas. Si bien

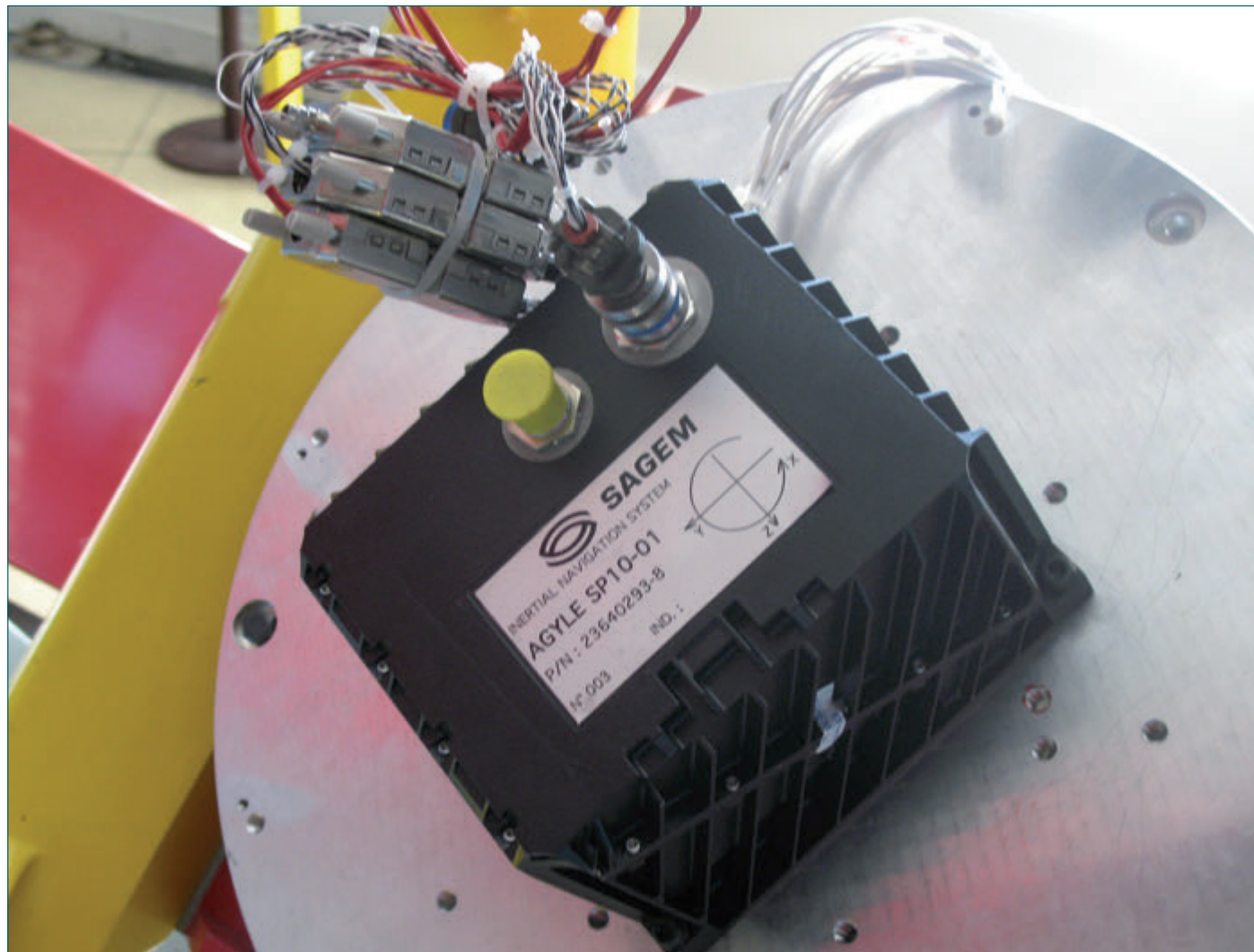


Fig. 4.24. Unidad inercial en la mesa del simulador. ■

Software embarcado

El *software* de vuelo es el complemento de la aviónica y su desarrollo también fue asumido por el INTA⁷⁶, lo que facilitaría el contacto con los grupos responsables de la aviónica, el guiado y el sistema.

La metodología de desarrollo estaba definida en los propios estándares del INTA y tenía en cuenta la problemática de los ordenadores embarcados en sistemas sometidos a una fuerte evolución dinámica durante el proceso de desarrollo. Ello ocasionaba que el *software* embarcado tuviese unas características muy específicas, tales como:

- Desarrollo incremental; coexisten el *software* y la definición del sistema.
- Capacidad de implementar cambios, consecuencia de la anterior.
- Restricciones de tiempo real, velocidad de respuesta y calidad del sistema.
- Eficiencia económica, como la reutilización de componentes o la portabilidad.

Por estas razones, si bien inicialmente se seleccionó el modelo en «V» para el ciclo de vida, se tuvo que cambiar al de «desarrollo incremental», con el fin de dar cabida a la naturaleza volátil y experimental de muchos requisitos. Cada paso en el modelo incremental puede contener variaciones significativas respecto al anterior, y el diseño del *software* debería permitir una adaptación sencilla con el mínimo esfuerzo.



Con este proceder, la aplicación al Argo se preveía en cuatro pasos: el primero, las comunicaciones internas con la plataforma inercial y con el resto de los elementos del vehículo, con excepción de las funciones de guiado y control; el segundo incluiría el control del balanceo de la primera etapa y el guiado de la segunda; en la tercera se añadiría el control de actitud mediante los motores de gas frío durante toda la misión; y la cuarta supondría el filtro de los datos de navegación más el control del vehículo en condiciones anormales, esto es, en emergencia cuando se activase la orden de interrupción de la trayectoria. Para el *Capricornio*, estos mismos pasos se incrementarían consecuentemente.

La arquitectura, en un primer nivel, estaba integrada por un conjunto de paquetes encapsulados que exportaban servicios y estructuras de datos entre ellos, tal como se muestra en la Fig. 4.25 con indicación del contenido de cada uno (cpu-main, mission, data, etc.).

Las funciones del *software* se subdividían en cinco:

- Control y monitorización del sistema, obteniendo y chequeando los datos de los sensores de estado en diferentes puntos del vehículo.
- Estabilización y guiado, generando las órdenes de control a los actuadores pertinentes a partir de los datos provenientes de la unidad inercial, de los datos de estado, de las leyes de guiado y de la trayectoria de referencia.
- Gestión de la misión, analizando el estado y provocando las acciones de cambio de estado siguiendo las secuencias y modos de la misión, tanto es su desarrollo normal como en el anormal. Este proceso seguiría, en líneas generales, los pasos descritos más adelante en el apartado de análisis de la misión.
- Generación de datos de telemetría, ordenando y empaquetando los respectivos de estado y misión a enviar a tierra.
- Servicios de gestión interna de tiempos.

Finalmente, en la Fig. 4.26 se muestra la pantalla del ordenador de tierra, desde el que se arrancaría el sistema y se controlarían las fases de prevuelo.

Tras pasar la Revisión Preliminar de Diseño, se pasó a la realización de los primeros prototipos del *software* embarcado y del *software* del ordenador de tierra. Con estos y con los datos del vehículo se realizaron, en el entorno de desarrollo, simulaciones del vuelo como paso previo a las correspondientes en bucle cerrado (HWIL), también previstas.

Aerodinámica

Los estudios aerodinámicos se llevaron a cabo en el INTA⁷⁷ utilizando los códigos de cálculo disponibles, entre los que estaba el Zeus del que ya se ha hablado; sin embargo, con el fin de validarlos, se consideró necesario efectuar una campaña de ensayos en túnel. Se estudiaron diversas posibilidades y se eligió el túnel NRC de Canadá, donde a principios del 1995 se emprendía la campaña. Las medidas se extendieron desde Mach 0.2 a 4. Con ayuda de estos datos se obtuvieron las tablas de coeficientes aerodinámicos, necesarias para la simulación de seis grados de libertad del cohete, así como para la determinación de las cargas aerodinámicas para el diseño estructural.

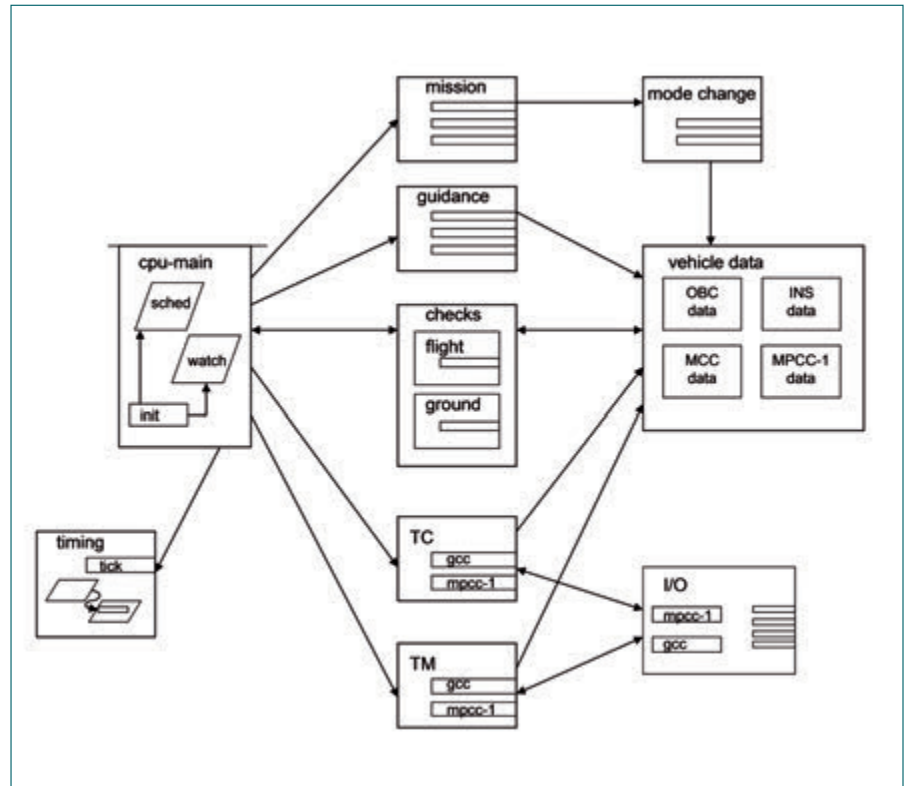


Fig. 4.25. Diagrama de la arquitectura del *software* embarcado. ■

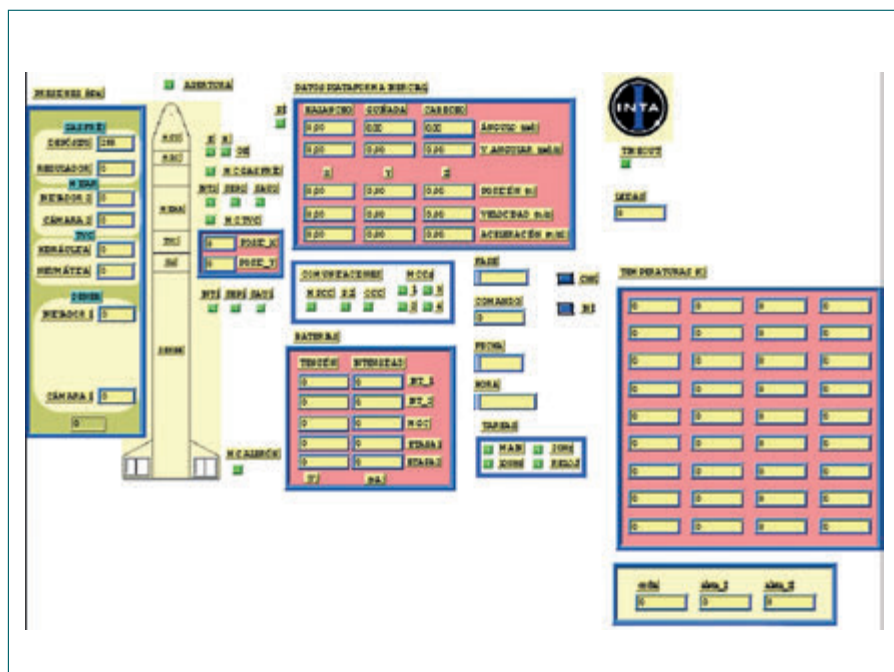


Fig. 4.26. Prototipo de la pantalla de presentación del ordenador de tierra. ■



Fig. 4.27. Ensayo del *Argo* a baja velocidad en el Túnel nº 2 del INTA. ■

En este vehículo, uno de los momentos más críticos estaría a la salida del raíl de lanzamiento, pues lo haría a una velocidad de 26 m/s, bastante baja para un cohete no guiado, ya que sería muy sensible a los vientos en rampa, los que ocasionarían ángulos de ataque muy altos. Para analizar esta condición se efectuaron dos ensayos adicionales. El primero, en el Túnel nº 2 del INTA, a velocidades que llegaban hasta 50 m/s, con ángulos de ataque de hasta 25°; además de las medidas, se preparó una visualización de la corriente por la técnica de inyección de partículas de aceite e iluminación por láser. El segundo, a altos números de Reynolds, en el túnel presurizado HDG del DLR en Göttingen, en junio de 1998. En la Fig. 4.27 se presenta el vehículo en el Túnel del INTA, en la que se aprecia la corriente desprendida.

Estructuras

Aparte de la propia de los motores, la estructura básica constaba de un conjunto de anillos, que debían soportar todos los componentes internos por placas y herrajes diversos, así como otros externos. Punto importante era el sistema de aletas con sus alerones y mecanismos de actuación. Los anillos eran de aleación ligera y las aletas estaban formadas por cuadernas y costillas. El diseño y calificación corrió a cargo del INTA⁷⁸ y la fabricación por la empresa TADA. En la Fig. 4.30 se muestran algunas de estas piezas.

En cuanto a la ojiva, inicialmente se pensó que se abriese en dos partes, como se muestra en otro detalle de la citada figura, que correspondía a un primer prototipo y que había sido fabricada en 1994 en el INTA, pero finalmente se optó por que fuese enteriza y se eyectase hacia adelante. De esta versión no se llegó a terminar ninguna unidad.

Las piezas del *Capricornio* eran de concepción similar a las del *Argo* y también se completó su diseño y una parte de su fabricación. En la Fig. 4.28 se muestra, a la parte derecha, la ojiva metálica para el *Argo-0*, y en la izquierda, uno de los anillos del *Capricornio*, que no se llegó a pintar⁷⁹.



Fig. 4.28. Virola interetapas del *Capricornio* y cofia del *Argo-0*. ■

Motores de control de actitud

Los motores de control de actitud tenían como función el control de balanceo durante el funcionamiento de la segunda etapa y la orientación de la carga útil una vez separada del resto del vehículo. Tal como se ha indicado con anterioridad eran del tipo de «gas frío», es decir, gas a presión que hacía las veces de propulsante; se denominan así como contraste con los gases calientes que se producen en los cohetes normales. El uso de estos motores era una solución común para las dimensiones y masas tanto del *Argo* como del *Capricornio*. El conjunto se configuró en cuatro pares, situados tangencialmente en la parte externa, con los que se inducirían las fuerzas en cabeceo, guiñada y balanceo; para el *Capricornio* también serían responsables de la generación del espín final en la última etapa antes de su ignición. El sistema se definió en el INTA y se encargó su desarrollo a la compañía CESA⁸⁰.

Como gas se eligió el nitrógeno frente a otros más pesados por su facilidad de adquisición y manejo, aunque no se descartaba pasar a otro tipo más adelante. El sistema estaba formado por un depósito de 44 litros que contenía el nitrógeno a 21 bar, seguido de un manorreductor que rebajaba la presión a 6 bar, que era la que alimentaba los motores, y de una botella de expansión cuya finalidad era regularizar la descarga. Cada motor tendría un empuje de 30 N y su apertura se hacía por electroválvulas con un retardo de 10 ms. Como elementos auxiliares se incluían las válvulas de seguridad, las de carga de gas desde el exterior, el piromecanismo de activación y los sensores de presión y temperatura. Todo ello se controlaba por un módulo electrónico específico conectado a la aviónica. La empresa CESA adquirió parte de los componentes en el mercado y desarrolló los más críticos. En la parte izquierda de la Fig. 4.29, se muestra el depósito principal, el secundario y las bases de los motores con la electroválvula. En la derecha de la misma se ha completado uno de estos motores con su tobera.

En total se fabricaron tres conjuntos completos. Los pasos siguientes previstos eran la calificación de las unidades y su integración progresiva; primero en laboratorio para determinar las actuaciones precisas, y luego en el compartimento del vehículo. Sin embargo, el trabajo no llegó a terminarse.



Fig. 4.29. Componentes de sistema de gas frío. ■

Sistema general

Mención importante se ha de hacer de todos los trabajos de ingeniería y análisis relativos al sistema general; tales como estudios de dinámica, análisis de misión, control de masas, códigos trayectoriales en tres y seis grados de libertad, actuaciones, errores, análisis de fallos, fiabilidad, integración del sistema, redacción de especificaciones, definiciones de los subsistemas, interfaces, seguimiento, planificación y preparación de ensayos, procedimientos, planes de calidad, gestión técnica y administrativa, preparación de informes, relaciones con empresas, etc. Todas estas tareas se expresan en pocas palabras y son difíciles de reflejar en figuras o fotografías, por lo que sus autores tienden a quedar desdibujados, lo cual queremos evitar a toda costa⁸¹.

Rampa de lanzamiento

Dentro de los equipos englobados en el segmento de tierra, la rampa de lanzamiento ocupaba el lugar más destacado. El lanzamiento del *Argo* seguiría las pautas clásicas de los cohetes de sondeo y, en particular, las del INTA-300: un raíl móvil en elevación sobre una plataforma orientable en acimut, pero con la salvedad de que la masa del *Argo* era casi diez veces mayor. También de igual modo que en el INTA-300, que utilizaba una rampa procedente de antiguos misiles tierra-aire, se buscaría una opción similar, pues de otra forma habría que proceder al diseño de una propia con su elevado coste y plazo. Afortunadamente, se habían dado de baja los misiles *Nike-Hercules* que estaban en dotación en el Regimiento de Artillería Antiaérea de Algeciras⁸², y con ellos sus medios de lanzamiento y restos de equipos de tierra. Este material resultó ser de utilidad, lo que ahorró no solo unas sustanciales partidas económicas, sino también el esfuerzo de desarrollo de una nueva rampa.

Gracias a la colaboración del Ejército de Tierra, en 1995 se transfirieron tres rampas completas al INTA, de las que se pusieron a punto dos unidades tras una laboriosa reparación y acondicionamiento para la nueva misión. Una de ellas se ubicaría en El Arenosillo y la otra se destinaría al futuro Centro de Lanzamiento de Canarias.

Estas rampas eran de concepción similar a las *Nike* existentes en El Arenosillo con las que estábamos bien familiarizados, aunque de mayor tamaño. Las dimensiones del raíl eran de 8 m de longitud y una anchura de 500 mm, que se adecuaban muy bien al *Argo*. Las operaciones de posición en elevación y acimut se realizaban por medio de motores eléctricos, y para la carga del vehículo se empleaba un carro auxiliar siguiendo un procedimiento muy similar al del INTA-300. El vehículo se integraba, en el taller de montaje, sobre el raíl de lanzamiento, que estaba fijado al carro de transporte; luego se trasladaba a la rampa, donde el carro se situaba lateralmente; y, por último, se conectaba a la misma por unos raíles laterales que servían para transferir el conjunto raíl-vehículo al lanzador.

La rampa de El Arenosillo se instaló en 1996, y en 1997 se comprobó la compatibilidad con una parte de un *Argo-0*, como se aprecia en la Fig. 4.31. En la primera fotografía, con el carro en posición y con los raíles conexión puestos, se inicia el proceso de transferencia; en la segunda se completa esa operación; en la tercera, queda listo.

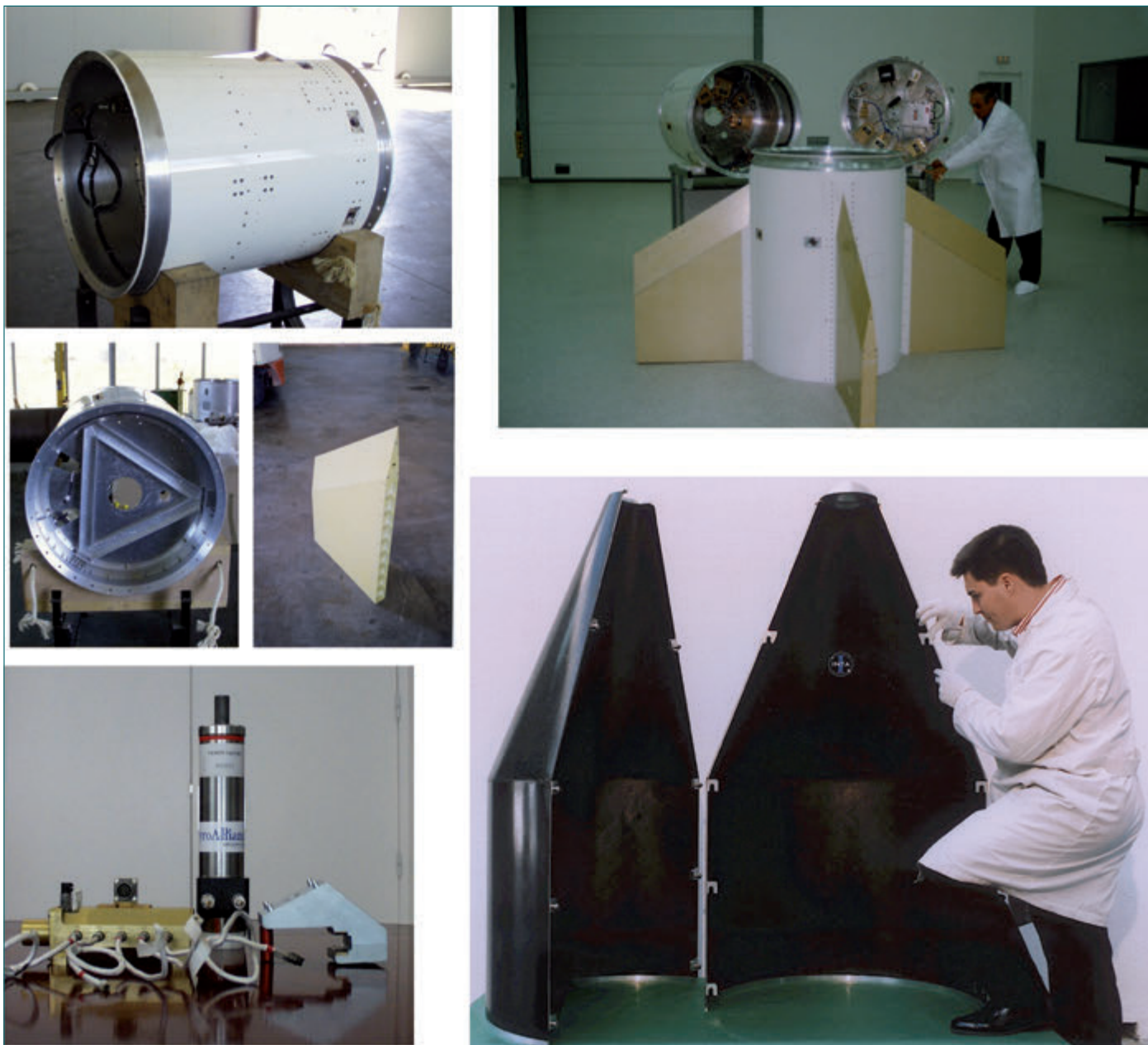


Fig. 4.30. Diversas piezas del vehículo Argos. ■

Las actividades de preparación de la rampa formaban parte de las correspondientes al Segmento de Tierra, que además comprendía los estudios de los sistemas de control, seguridad y montaje. Una parte de ellos se efectuó conjuntamente con los del Centro de Lanzamiento de Canarias, del que se hablará más adelante⁸³.

Desarrollo del Argos

El desarrollo de los sistemas del vehículo siguió las pautas que hemos expuesto. A principios de 1998 la mayoría de los componentes estaban terminados o en proceso de fabricación, y parte de ellos ya se había integrado en el vehículo; también estaban listos los pirotécnicos, la rampa de lanzamiento y los utillajes para el montaje⁸⁴; solo quedaban pequeños elementos con la excepción de la cofia, la cual se deseaba que fuese en fibra de carbono en una configuración parecida a la definitiva, aunque no

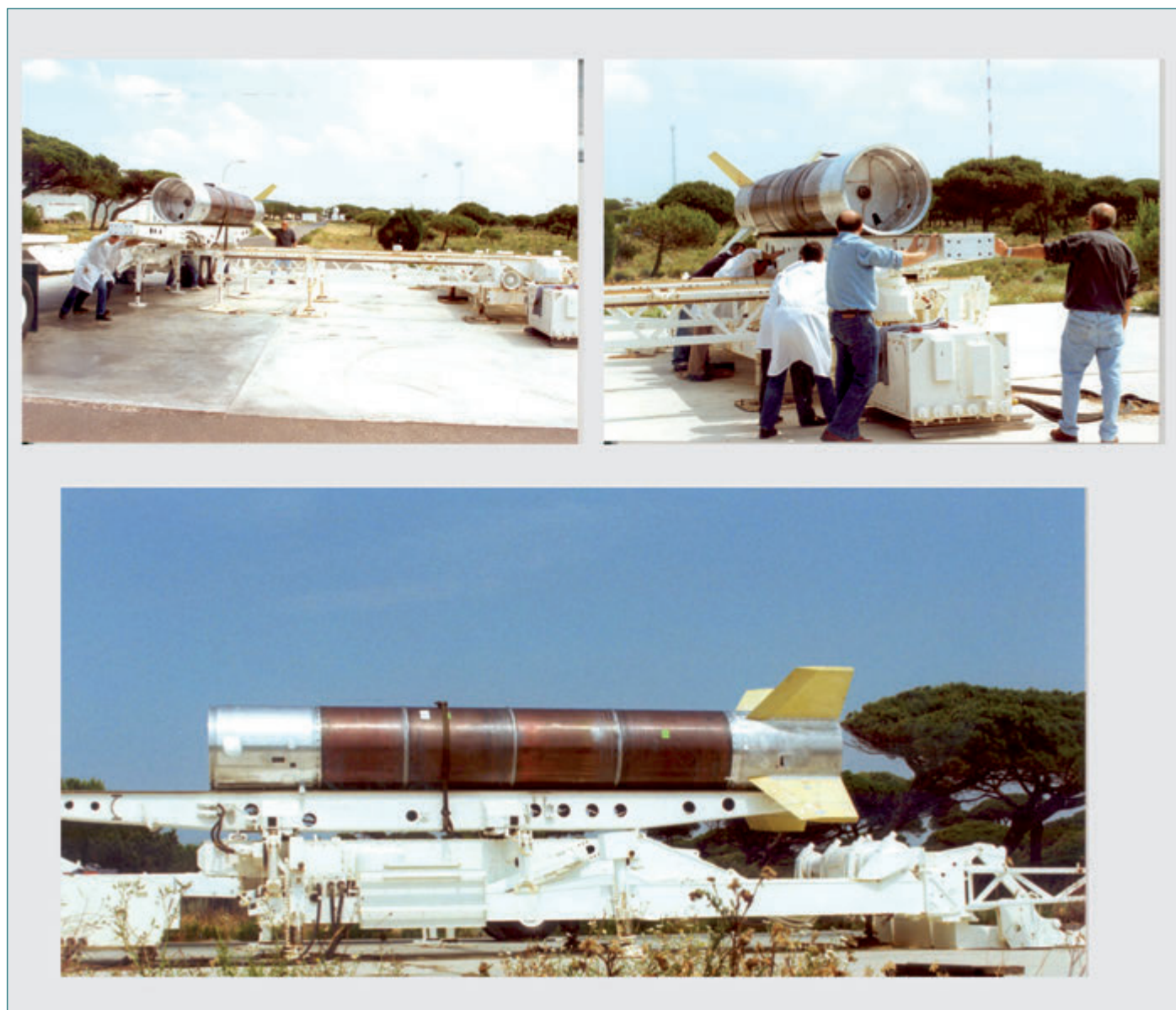


Fig. 4.31. Pruebas de montaje en rampa del *Argo-0* en El Arenosillo. ■

parecía que estuviese disponible en plazo para el *Argo-0*. Por ello, se decidió fabricarla en acero, pues aun siendo más pesada, eso no causaba ninguna contrariedad, ya que en cualquier caso el vehículo tenía que lastrarse. En un principio se realizaría en los talleres del INTA, pero tampoco fue posible y hubo que contratarla en el exterior.

Recordemos que el *Argo-0* iba equipado con una carga tecnológica completa, la telemetría, el transpondedor, el receptor de telecomando, una unidad de separación completa y los pies eyectables. Su objetivo era verificar el lanzamiento, el funcionamiento del motor *Deneb*, la dinámica general y la separación en vuelo de la primera etapa. En el mes de marzo se estableció el equipo de preparación del ensayo con el fin de planificar y seguir con detalle todas las actividades. El primer motor *Deneb* se completó en mayo de ese año, con algunas semanas de retraso.

Los planes preveían ensayar el *Deneb* en el banco estático del INTA en el mes de mayo, y en caso de que el resultado fuese satisfactorio, acometer el llenado del segundo con los ajustes en el diámetro de la garganta de la tobera que fueren precisos, de tal manera que el vehículo *Argo-0* se lanzase desde El Arenosillo en septiembre de 1998. En el supuesto de que no fuera positivo, se



prepararía el segundo motor también para banco, con los retrasos subsiguientes⁸⁵. Respecto al motor, las previsiones en cuanto al llenado sufrieron algunos desajustes debidos a los tratamientos térmicos de los segmentos, pero sin influencia apreciable en las fechas. Sin embargo, los plazos se vinieron abajo cuando en el mes de mayo se presentó el programa del ensayo en banco, en el que se analizaban las condiciones y los efectos visuales que tendría la combustión de un motor de este tamaño, en especial la generación de una columna de humo que sería visible en toda la zona de Torrejón de Ardoz⁸⁶. Esto alarmó a la dirección del INTA ante las posibles reacciones adversas que pudiesen derivarse, así como una hipotética alarma social en los alrededores, que en los últimos años se habían convertido en una zona muy poblada. En estas circunstancias se prepararon estudios más detallados sobre el impacto ambiental, la elección de fecha y hora del ensayo; además se consultó a las entidades responsables de medio ambiente⁸⁷, que tras el análisis de los informes no pusieron objeción. Con la intención de recabar una opinión externa, se solicitó la colaboración de las empresas Thiokol y SNPE, con las que se mantenían relaciones fluidas. La primera solicitó los permisos oficiales a sus autoridades para colaborar, los cuales tardarían tiempo en concederse; la segunda consiguió que autorizasen una visita pero con la limitación de que solo emitirían una opinión verbal. Como resultado, indicaron que el banco era adecuado⁸⁸, así como el resto de las instalaciones y las condiciones y procedimientos de seguridad; no obstante, consideraron que, dado que el motor era un prototipo, existía un riesgo de fallo, y que si esto sucediera se podrían ocasionar daños al banco, que quedaría inutilizado por un tiempo. Por esta razón aconsejaban que el primer ensayo se efectuase en un pozo, situado en el mismo INTA, pero convenientemente separado de las edificaciones; ese era el proceder que ellos seguían en estos casos.

Puestos a seguir estas recomendaciones, y evitando su ubicación en Torrejón, se investigaron otros emplazamientos. Uno de ellos fue el polígono de Chinchilla, perteneciente al Ejército de Tierra, donde algunos años antes el personal de El Arenosillo había colaborado con el del Regimiento de Artillería Antiaérea de Algeciras en la destrucción de los motores cohetes *Nike* y *Hercules*, por el procedimiento de quemar los cohetes en pozos. Se inspeccionó el lugar encontrándose que alguno de los existentes podría usarse, con pocas transformaciones, para ese primer ensayo. Todas estas gestiones llevaron tiempo, a lo que además se sumarían las limitaciones estivales para el uso de ese campo. Como conclusión, el posible ensayo no sería factible hasta el mes de noviembre de 1998, y como consecuencia, el primer vuelo del *Argo-0* pasaría a mayo de 1999. Estas eran las estimaciones del equipo de seguimiento en su última reunión, a finales de septiembre de 1998, pero por aquel tiempo los pronósticos ya no eran favorables al *Capricornio*, pues su suerte estaba ya casi echada; poco más tarde, en diciembre, se canceló el programa. Como consecuencia, el motor *Deneb* quedó almacenado en el INTA, ya sin ninguna utilidad.



Fig. 4.32. Colocación del *Deneb* en el pozo de ensayo en Chinchilla. ■

A principios del año 2000 se dieron las instrucciones para deshacerse del motor⁸⁹, por lo que se puso en marcha el proceso que terminó con la prueba el 2 de marzo de 2000, en el polígono de Chinchilla. El motor se colocó sobre una placa con una célula de carga para medir el empuje, así como la presión de combustión. En la Fig. 4.32 se muestra la colocación del motor en el pozo. La ignición se efectuó a través del sistema pirotécnico real y al cabo de tres segundos de combustión se desprendió la tobera, ardiendo el resto del motor durante varios minutos. La presión de combustión y el empuje registrados, que fueron de 40 bares y 200 kN, coincidían con los teóricos. La expulsión de la tobera se debió a un fallo estructural del convergente, como se determinó posteriormente en el análisis metalográfico de los restos. En definitiva, a pesar de todo ello, la iniciación funcionó, las juntas de unión entre segmentos aguantaron y los parámetros balísticos se ajustaron a las previsiones. Era el punto final definitivo del programa *Capricornio*.

EL SEGUNDO *CAPRICORNIO*

Volvamos ahora atrás, a lo que hemos denominado el segundo *Capricornio*, el vehículo lanzador que sería la continuación del demostrador *Argo*. Durante los años 1994 y 1995 las actividades referentes al *Capricornio* se limitaron a la definición general de los sistemas, siempre con la idea de que fuesen una continuidad del *Argo*. No fue hasta finales de 1995 cuando se retomaría el programa; sin embargo, en el ínterin, hubo un intento de colaboración con Italia para desarrollar una familia común de lanzadores. En diciembre de 1994, la Agenzia Spaziale Italiana (ASI) presentaba al INTA en Madrid una propuesta de colaboración en materia espacial y en particular en lanzadores⁹⁰. En los primeros meses de 1995 tuvieron lugar varias reuniones, y se constituyó un grupo de trabajo⁹¹, formado por la ASI, BPD (Bambrino Parodi Delfino) e INTA, que mantuvo contactos periódicos hasta junio de 1995, cuyo fin era buscar áreas de interés común además de combinar los proyectos; incluso se llegaron a establecer planes bastantes detallados. La idea de una familia de vehículos la avanzaría la BPD en el Simposio de la IAF en octubre⁹². El menor era el *Capricornio*, seguido de una variante que utilizaba dos motores italianos, a continuación el *Vega-K0* y *Vega-K*, y terminaba con el que entonces se denominaba «European Small Launcher» (ESL)⁹³. A partir de esa fecha las relaciones cesaron silenciosamente, sin mediar una ruptura formal; probablemente, los italianos, que tenían ideas muy claras respecto a su participación en el mundo de los lanzadores, perdieron el interés en su colaboración con el INTA⁹⁴.

La configuración del *Capricornio*, a finales de 1995, consistía en el motor *Castor IVB*, con una variante del *Deneb*, que aparecía como *Deneb-F*, con 2500 kg de propulsante, cámara de fibra de carbono y tobera orientable. Se estimaba que la tecnología para este motor se derivaría de la obtenida con el *Argo*, aunque persistía la imposibilidad de llenar un motor de estas dimensiones en España. Como tercera etapa la constituiría el *Mizar* pero con la tobera fija. Sin embargo, esta configuración sufriría un cambio radical apenas se iniciaran las conversaciones con la empresa Thiokol para la adquisición del *Castor IVB*.

Los contactos con esta compañía se reanudaron a principios de 1996, casi dos años desde la última visita, en marzo de 1993. En este período Thiokol había cerrado su División de Huntsville, donde fabricaba ese motor, y trasladado su producción a la División de Defensa y Vehículos Lanzadores de Odgen, adonde tuvimos que dirigir nuestros pasos, en febrero de 1996⁹⁵.

De los *Castor IVB* provenientes del programa Maxus y fabricados en Huntsville todavía quedaban tres unidades, pero existía una opción de compra sobre ellos por parte de la USAF, lo que condicionaba su disponibilidad. No obstante, estaba en curso la puesta a punto de su fabricación en las instalaciones de Odgen, por lo que sería posible adquirir los nuevos en breve plazo, ahora bien a un precio mayor⁹⁶. En el curso de las negociaciones, que duraron varios meses, la USAF declaró su intención de quedarse con dos de los tres en depósito, por lo que la oferta presentada por Thiokol al INTA comprendía el tercero más uno de nueva fabricación. Asimismo, también se incluían las cargas de destrucción, la asistencia técnica para la integración, una maqueta para las pruebas de montaje y otros elementos menores; un total que ascendía a una cantidad ligeramente inferior a los 3 M\$ [3,3 M€-act].

A final de año se habían cubierto todos los trámites administrativos precisos para su compra, pero, a principios de 1997, la USAF ejerció su opción sobre el tercer motor y todo el trabajo quedó invalidado, debiéndose reiniciar todo el proceso⁹⁷. Finalmente, el contrato definitivo se firmaría en julio de 1997⁹⁸, con más de seis meses de retraso.

Las características técnicas más relevantes de este motor se presentan en la tabla adjunta.

El motor *Deneb-T*

Las relaciones con Thiokol, que en un principio se establecieron únicamente para el suministro del motor *Castor IVB*, pronto se ensancharon hacia una mayor colaboración. Ya en la visita de febrero de 1996, cuando se les presentó el programa completo, mostraron interés por el *Deneb-F*, pues indicaron que ese podría cubrir un campo de interés para la empresa, si acaso con algo más de los 2500 kg de propulsante que se preveían. En julio de 1996, se perfilaron aún más los puntos de colaboración planeándose el desarrollo de ese motor en común así como la posibilidad de comercializar el vehículo *Capricornio* en los Estados Unidos.

Por parte española tuvimos que avanzar en la definición del vehículo, no solo por estas perspectivas sino también por las interfaces dinámicas con el motor *Castor IVB*. Con el *Deneb-F* la carga útil a colocar en órbita polar de 600 km era ligeramente superior a 50 kg; frente a esto, por parte de Thiokol, sugirieron la sustitución del *Deneb-F* por otro motor de casi el doble de masa, que utilizase el mismo propulsante

Motor <i>Castor IVB</i>		
Longitud	8989	mm
Diámetro	1019	mm
Masa equipado	11 508	kg
Propulsante	9974	kg
Impulso en vacío	26 215	kNs
Tiempo de combustión	60,9	s
Empuje medio	429,3	kN
Deflexión tobera	± 6	°



que el *Castor IVB*, y con el que la capacidad del vehículo sería de unos 100 kg, prácticamente el doble de la prevista inicialmente, lo que traería consigo un mayor mercado potencial. Este motor recibiría el nombre de *Deneb-T*; sería aproximadamente la mitad de un *Castor IVB*, con el mismo diámetro, pero con una cámara en fibra de carbono, y con una masa total de unos 5800 kg, de los que 5100 kg corresponderían al propulsante.

Para octubre de 1996 ya se tenía un plan de trabajo bastante definido, que preveía disponer del motor en algo más de dos años, con dos ensayos en banco. Thiokol aportaría su experiencia en el diseño balístico y en los medios de fabricación, así como en el iniciador, la carga de destrucción y actuadores de la tobera, todos derivados del *Castor IVB* con las modificaciones precisas. Por parte del INTA, se proporcionaría la cámara de combustión en fibra de carbono, las protecciones térmicas y la tobera. Dada la evolución en España de los desarrollos para el *Mizar* y el *Deneb* parecía factible cumplir estos compromisos, aunque asumiendo riesgos; para mitigarlos se procedió a buscar suministros alternativos como paso previo a la fabricación nacional. Todo esto se materializó en un MOU entre el INTA y Thiokol firmado en diciembre de ese año⁹⁹.

En paralelo con lo anterior, también se trató el establecimiento en España de una planta de producción de cohetes de hasta 10 000 kg, tema que ya se había analizado en varias ocasiones con anterioridad y que respondía al planteamiento inicial del programa. Thiokol ofreció una mezcladora de 600 galones (2270 litros) proveniente de la planta desmantelada en Huntsville a un precio muy reducido. Con este elemento, el camino a largo plazo seguiría tres líneas. La primera afectaba al *Deneb-T*, que se desarrollaría en colaboración y cuyo llenado se haría en EE UU con una participación española en el resto de los componentes; este motor pasaría al *Capricornio* y además entraría en el mercado de los EEUU como producto independiente. La segunda línea contemplaba la adquisición de la mezcladora, el traslado a España y su instalación en una empresa española, con la UEE/Expal como candidata; ello, obviamente, precisaba de inversiones adicionales bastante altas. La tercera era la nacionalización del resto de los componentes del motor y su llenado con propulsante español, ya que la posibilidad de que Thiokol pudiese transferir el suyo a España se hacía remota por limitaciones institucionales. Se tendría al final un motor español y otro norteamericano, con componentes comunes. Obviamente, la planta española daría servicio para el *Mizar* y en un posible futuro se podría llegar a un equivalente del *Castor IVB*, así como para alguno de los proyectos europeos entonces en estudio¹⁰⁰.

Con todas estas ideas se llegó a diciembre de 1996, cuando Thiokol presentó la primera oferta para el *Deneb-T*, cuya cuantía era más del triple de la esperada, de acuerdo con las conversaciones previas¹⁰¹. La situación mostraba mal cariz, ya que a las dificultades económicas se unía el portazo a una alternativa bastante prometedora, que además había sido propiciada por la propia Thiokol. En esta tesitura se decidió solicitar una colaboración similar a la SNPE francesa, empresa con la que se mantenían contactos y que era conocedora de nuestras relaciones con Thiokol¹⁰².

Para requerir esta oferta, el equipo del INTA preparó una especificación basada en un diseño preliminar del motor con una carga axilsimétrica, siguiendo las pautas del *Rigel* y en la experiencia obtenida hasta entonces en el desarrollo del *Mizar*. Las características básicas eran 5000 kg de propulsante y un tiempo de combustión de 50 s. Esta documentación se envió a la SNPE en enero de 1997, y se hizo saber a Thiokol la intención de buscar una oferta alternativa.

Tras reuniones aclaratorias, la respuesta de la SNPE llegaría a finales de abril. La solución propuesta era un motor con 4780 kg de propulsante con dos variantes en cuanto al tiempo de combustión, una con 50 s y otra con 60 s, con un impulso total similar en ambos de 13 100 kNs. Si bien era un poco más pequeño que el propuesto por Thiokol, seguía siendo válido. El presupuesto ofertado para dos unidades de banco y dos de vuelo era menos de la mitad que el norteamericano¹⁰³. De los dos ensayos en banco, uno se realizaría en la Caepe¹⁰⁴, con el motor suspendido en posición vertical, mientras que el segundo se podría efectuar en España. El plazo de ejecución era de 34 meses.

La nueva propuesta de Thiokol no se hizo esperar; a finales de enero indicaron que el desarrollo se transferiría a su planta de Elkton, especializada en motores más pequeños como los de la serie *Star*, con lo que el coste prácticamente se dividía por dos. Tras una reunión en esta factoría, en el mes de abril, se disponía de una oferta por cuatro motores, dos de ellos para banco, que con ligeras variaciones se mantendría en adelante¹⁰⁵. La masa aumentaba hasta un total de 6169 kg, de los que 5670 kg correspondían a propulsante, con un tiempo de combustión de 49 s y un impulso total en vacío de 16 058 kNs. El plazo lo estimaban en 32 meses.

Así, nos encontrábamos con dos ofertas y la disyuntiva de elegir. Los motores eran similares, aunque conceptualmente tenían dos génesis diferentes: el de Thiokol derivaba de un motor real, el *Castor IVB*, por acortamiento; y el de SNPE, lo hacía de un proyecto, el *Rigel*, por incremento. La cámara de combustión era en ambos de fibra de carbono de diseño completamente nuevo, pero en cuanto a las protecciones térmicas y toberas se volvía a hacer notar los orígenes de ambos. Las diferencias entre ambos las plasmamos en la siguiente tabla:

	Thiokol	SNPE	
Masa total	6169	(5250)	kg
Masa propulsante	5670	4780	kg
Satélite (aprox.)	110	95	kg
Coste desarrollo	764 [6,5]	662 [5,7]	Mpta [€-act]
Coste unitario	85,2 [0,74]	(79 [0,69])	Mpta [€-act]
Plazo ejecución	32	34	meses

Se apreciaba que ambas ofertas eran comparables, a pesar de la diferencia entre las masas, que incluso se podrían hacer coincidir. Desde una perspectiva más global, la opción francesa ofrecía la ventaja de ser europea y acercarnos a los futuros motores de los lanzadores europeos; la norteamericana ofrecía un mercado adicional para ese motor¹⁰⁶, que se unía a las negociaciones en curso para la comercialización del vehículo en EEUU. Nunca se llegó a tomar una decisión formal sobre el asunto, pues la elección debería haberse producido dentro del expediente administrativo de adquisición, el cual nunca se inició. De todos modos, se profundizó más en la solución de Thiokol que, muy probablemente, habría sido la ganadora si se hubiese continuado con el programa¹⁰⁷.

En agosto de 1997 ya se disponía de toda la documentación para iniciar el proyecto, tanto en sus aspectos técnicos como en los administrativos, incluso los permisos por parte del Departamento de Estado de EE UU, el calendario, el plan de pagos, etc., tomándose como fecha de partida el mes de octubre. Sin embargo, ello precisaba asumir la necesidad de nuevas inversiones, a partir de 1998, para este motor y las circunstancias en el INTA para el *Capricornio* no eran las más favorables¹⁰⁸. No obstante, Thiokol comenzó sus actividades. La realidad es que apenas se avanzó en todo el año, ni en el primer trimestre de 1998. En una de las últimas reuniones, en mayo de ese año, se intentó dividir el desarrollo en varias fases para acomodarlo a los presupuestos, pero esa solución tampoco surtió efecto¹⁰⁹.

Configuración del vehículo

Pasemos a continuación a repasar la configuración del vehículo, que podría haber sido la final, en 1998, año que sería el último del proyecto en términos reales¹¹⁰.

En la Fig. 4.33 se presenta un esquema del lanzador con los motores *Castor IVB* y *Deneb-T* y el *Mizar-B*, cuya situación ya hemos comentado. En comparación con las figuras anteriores, en esta salta a la vista la desaparición de las aletas traseras que eran innecesarias; en su lugar aparecen dos pequeños alerones en el primer interetapas con la función de controlar el balanceo, aunque su permanencia o eliminación dependía del resultado de los análisis dinámicos, que no llegaron a completarse.

Las piezas de interetapas eran de aleación ligera; la primera con 1200 mm de longitud y la segunda con de 1400 mm, esta de forma troncocónica para adaptar los 1019 mm del *Castor IVB* y *Deneb-T* con los 830 del *Mizar-B*. Ambas piezas se fabricaron a falta de mecanizar algunos detalles.

Para el corte y separación de etapas se siguió con la misma tecnología usada para el *Argo*. Las unidades de armado en este caso eran todas motorizadas para permitir las ope-

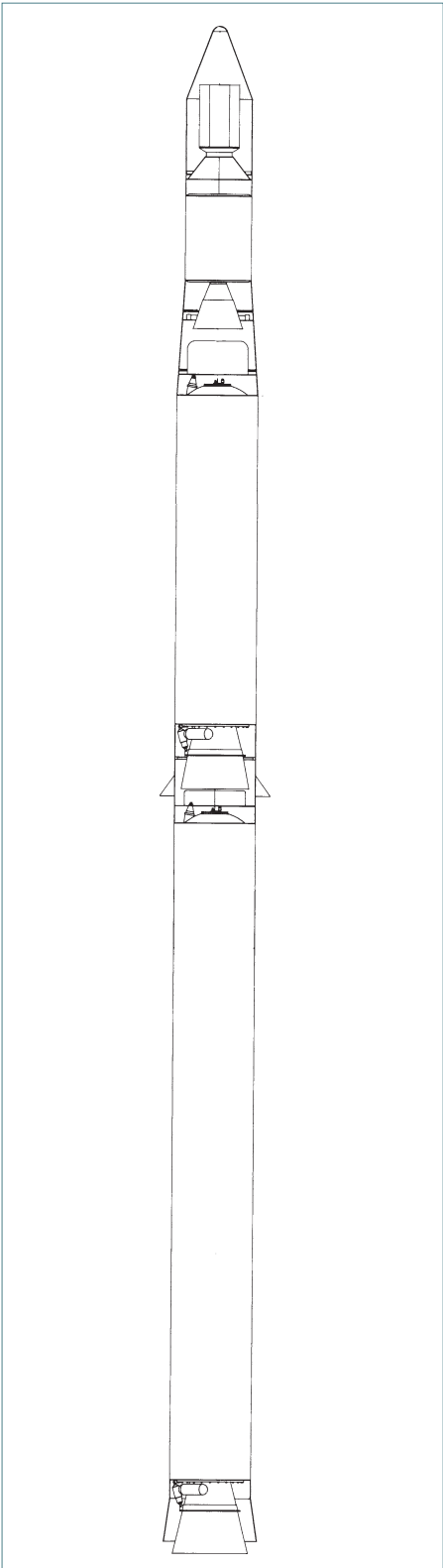


Fig. 4.33. Configuración definitiva del *Capricornio*. ■



raciones desde el Centro de Control; en total había siete unidades de seis y dos vías, así como tres cordones de corte, uno en el primer interetapas y dos en el segundo. La separación se reforzaba por medio de cuatro empujadores independientes. En el segundo interetapas, el primer corte separaba el *Deneb-T*, pero la aviónica principal, la unidad inercial y los actuadores de control permanecían sujetos al resto del interetapas constituyendo lo que se llamó unidad de mando y control («uniman»). Esta era la encargada de orientar el conjunto formado por el *Mizar-B* y el satélite durante el ascenso, y de generar el espín final por medio de los motores de gas frío; tras el cual se activaba el tercer corte, que separaba el motor del satélite. Las últimas operaciones, que eran el encendido del *Mizar-B* y la posterior eyección del satélite, se confiaban a un pequeño módulo electrónico. Todo el sistema pirotécnico estuvo fabricado a falta de calificar.

La aviónica sería una extensión de la existente para el *Argo* con la plataforma inercial ya adquirida y cinco módulos intermedios; aunque más compleja y con más funciones, no era esencialmente diferente. Lo mismo se ha de aplicar al *software* embarcado, que se había planteado como un desarrollo de tipo incremental. También se preveía la existencia de una línea paralela al ordenador para la telemetría. El sistema de destrucción estaba duplicado y se monitorizaba desde la aviónica, aunque constituía una sección con funcionamiento autónomo. A diferencia del *Argo*, el disparo de las cargas de destrucción se haría a través de unidades de armado independientes. En total había tres: dos en cada cabeza de los motores y la tercera, apuntada al *Mizar*, lo haría desde la tobera¹¹¹. El sistema de destrucción era para el *Capricornio* más complejo que para el demostrador, y su estado no pasó de la definición general. Además, se contemplaba el funcionamiento manual desde tierra y el automático en ciertas circunstancias, como la separación accidental de las etapas en vuelo.

El subsistema de potencia también era una evolución del fabricado para el *Argo*, pero con más complejidad. Estaba previsto un sistema de baterías, una principal y el resto repartido entre las etapas.

Para el sistema de control de actitud, por motores de gas frío, se emplearían los elementos ya desarrollados para el *Argo*, solo que adaptados a la nueva distribución interna del «uniman».

Las ideas iniciales sobre el modo de apertura de la cofia se habían centrado en que se abriese en dos mitades, y en este sentido se fabricó en el INTA un primer modelo en fibra de carbono laminada, la cual se puede ver en una de las fotografías de la Fig. 4.30. Para la apertura de esta cofia, Pyroalliance¹¹² presentó un proyecto con elementos pirotécnicos. Sin embargo, a la vista de la complicación de este sistema, se optó por uno monocasco y eyectable hacia adelante. Sobre esta solución se solicitaron presupuestos a la industria para su desarrollo completo, aunque al final se decidió que fuese el propio Instituto el que se responsabilizase con las subcontratas oportunas¹¹³. Esto sucedió a finales de 1997, y por la evolución del programa no hubo tiempo de pasar de los primeros estudios. Así, quedaban aún por definir los mecanismos de separación y eyección tanto de la cofia como del satélite.

El otro asunto importante, que también quedó parcialmente definido, fue el de la integración del vehículo en el campo de lanzamiento. En los primeros estadios del programa se consideró la solución vertical, tomando como referencia las instalaciones del cohete *Maxus* en Kiruna, que consistían en una nave móvil que se desplazaba lateralmente antes del lanzamiento. Este método se mantendría al menos hasta 1997, cuando en consideración de los condicionantes ambientales de la isla de El Hierro, se cambió a la operación horizontal. El lanzador se integraría sobre una viga autoportante que se trasladaría desde la nave de montaje hasta la plataforma de lanzamiento, donde se colocaría en posición vertical sobre la base de lanzamiento. Este modo era parecido al empleado en el vehículo *Scout*, y tendría un impacto visual mínimo en comparación con el vertical. Al igual que en el caso de la cofia, no hubo tiempo para pasar al desarrollo de estas ideas, que quedaron en la fase preliminar.

Como dato final, el conjunto tendría una altura de 19,52 m y una masa de 18 500 kg. A continuación se detallan los datos más importantes de una misión típica.

Eventos	t (s)	α (°)	x (km)	z (km)	v (m/s)	M	θ (°)
Ignición	0	0	0	0	0	0	90
Fin <i>Castor</i>	61	0,19	21	26	1283	4,3	42,2
Ignición <i>Deneb</i>	63	0,21	23	27	1268	4,2	41,6
Fin <i>Deneb</i>	116	1,35	135	105	4770		32,2
Ignición <i>Mizar</i>	494	13,46	1498	598	3751		1,7
Fin <i>Mizar</i>	528	14,93	1977	600	7608		0

La posible comercialización en EEUU

Uno de los aspectos más interesantes del programa fueron los intentos de comercialización en EEUU de este vehículo. Desde sus inicios, el INTA había mantenido que sus productos, más concretamente los grandes programas, tenían que tener un valor comercial, y en este sentido se firmaría un convenio con varias empresas, ya mencionado con anterioridad, en el que estas aportaban ventajas en sus ofertas con vistas a una participación en los futuros beneficios. A pesar de esas intenciones, en el INTA no existía una estructura comercial digna de tal nombre y, sin embargo, el *Capricornio* suscitaba un interés claro en algunas compañías norteamericanas. Al final, tras muchas negociaciones, no se llegó a buen puerto; quizás las intenciones eran inviables, o quizás no se hicieron las cosas como se debía. Aquí nos limitaremos a relatar toda la actividad, bastante intensa, realizada durante todo el año 1997 y parte del 1998.

Desde los primeros contactos con Thiokol, esta empresa demostró un interés especial por el *Capricornio*, como lo prueba su ya explicado intento de compartir el motor *Deneb-T*. De su mano, en julio de 1996, llegó un primer ofrecimiento por parte de la empresa Aerospace Equipment Systems¹¹⁴, perteneciente a AlliedSignal Aerospace, que, sobre la base de un estudio de mercado que había realizado, estimaba que el vehículo tendría clientes en el mercado norteamericano. Todo se concretó en los meses de octubre y noviembre¹¹⁵, en una presentación conjunta entre esa empresa y Thiokol en la que ofrecían su colaboración y mostraban posibles opciones para la «americanización» del *Capricornio*¹¹⁶. En su exposición analizaba la creación de sociedades comerciales conjuntas en España y en EEUU, que cumplieren con los requisitos legales en cada país, teniendo en cuenta que, en cualquier de ellas que se estableciese, así como en los componentes del vehículo, habría de tener más de un 51% de participación norteamericana, además de otras limitaciones. Dado el enclave institucional del INTA, todas estas posibilidades eran, en principio, difíciles y largas en su gestión, lo que contrastaba con la rapidez que se manifestaba por la otra parte, que incluso remitió borradores de un «Memorando de Entendimiento» (MOU) y de un «Acuerdo de Asistencia Técnica» (TAA)¹¹⁷.

A finales de enero tuvo lugar una larga reunión en el INTA con las dos empresas norteamericanas para clarificar la situación, lo cual solo se consiguió a medias. El camino a seguir se configuró en dos fases: la primera, lanzar el primer vehículo siguiendo la configuración que lo definía en aquellos momentos; la segunda, abrir el proceso de adaptación al mercado y a las exigencias para su operación en EEUU. Para acelerar la primera fase y preparar la segunda, PGMS, como parte de Aerospace Equipment Systems, ofrecía su ayuda, que había de ser contratada por el INTA. En aquellos días estaba en curso la preparación del contrato para adquirir el *Castor VIB*, y las propuestas del *Deneb-T*, por lo que Thiokol formaba parte del conjunto de las negociaciones, dado además el interés por situar dicho motor en el mercado norteamericano. Si bien la idea en principio era aceptable, se tropezaba con las estrecheces económicas, que no nos permitían abordar todas las actividades deseables, y con las que además chocaban las prisas de las empresas norteamericanas, razonables según su percepción de que para conseguir la comercialización había que actuar sin dilación en los siguientes meses, pues había otras iniciativas de alcance similar en estudio¹¹⁸.

En el transcurrir de los siguientes meses hubo numerosas reuniones, todas girando sobre lo dicho, y tratando de perfilar un marco que nos permitiese actuar de la forma más productiva posible. Para este proceso la dirección del INTA solicitó la asistencia de la Gerencia de Cooperación Industrial (Gecoin) del Ministerio de Defensa, dada su experiencia en la gestión de las relaciones y negociaciones internacionales¹¹⁹.

La posición de AlliedSignal se fue concretando en una serie de propuestas, en forma de MOU y SOW, que fueron discutidas una y otra vez. Los objetivos que pretendían eran proporcionar una asistencia al INTA, en especial para la versión de venta en EE UU, que se denominó *Capricornio Commercial*, para diferenciarlo del *Capricornio básico*, junto con un estudio de comercialización; en total cuatro meses de actividad conjunta. El deseo era realizar un anuncio en la Salón Aeronáutico Internacional de Le Bourget; cosa que no se pudo llevar a cabo¹²⁰. A pesar de estas contrariedades los trabajos preparatorios continuaron.

Con el fin de clarificar las posiciones, en julio se llevaría a cabo una reunión en Madrid con intervención de Gecoin y del INTA, en la que además de continuar buscando soluciones para afrontar la problemática económica, también se presentaría a los técnicos de AlliedSignal el estado real de las actividades en curso para el *Argo*. La situación pareció solucionarse traspasando parte de los trabajos propuestos por AlliedSignal al año siguiente, 1998. Como resultado de la visita también mostraron interés por el *Argo* como vehículo suborbital, campo en el cual habría que contar con la intervención de otra sociedad del grupo AlliedSignal, concretamente ATSC (Allied Signal Technical Services Corporation). El tema se volvería a tratar extensamente a finales de agosto, en un plan que contemplaba ambos vehículos, aunque ello también traía consigo las mismas cuestiones de la americanización.

El MOU fue finalmente firmado por ambas partes a principios de octubre¹²¹, lo que parecía que disipaba las dificultades. En estas circunstancias se previó una reunión extraordinaria para iniciar las actividades a principios de diciembre, con asistencia de



los representantes oficiales y los equipos de trabajo¹²². Sin embargo, y de forma lamentable, el encuentro embarrancó una vez dichas las palabras de bienvenida. La causa volvía a ser el deseo de AlliedSignal de un contrato único mientras que el INTA ofrecía fraccionarlo en partes. La situación era mala, pero no irreversible, tanto que los equipos técnicos se reunieron al día siguiente para al menos intentar poner en claro qué datos tenían que intercambiarse para continuar. En la carta de clarificación, insistían en lo mismo: que su deseo era suministrar componentes, asistir en los planes de negocio y en la búsqueda de clientes; como contrapartida considerarían invertir en los planes de comercializar el vehículo, pero ello tras la contratación de la primera parte.

En esos días hubo numerosas conversaciones directas y cruzadas en el círculo Allied-INTA-Gecoin-Thiokol-Contesa¹²³. Al final, PGMS desistió de seguir y pasó el testigo a ATSC, la otra empresa del grupo AlliedSignal. Por parte del INTA, los problemas presupuestarios impidieron aprobar los dos pedidos resultantes del fraccionamiento mencionado; no obstante, hubo una carta de intención de la dirección del INTA sobre su contratación en 1998.

A pesar de todas las dificultades mencionadas, se cursó una visita al centro de lanzamiento de Wallops Island, en compañía del personal de ATSC, donde se mantuvieron conversaciones sobre la posibilidad de lanzar el *Capricornio* desde allí¹²⁴.

En 1998 continuaron las reuniones, centradas más en el *Argo*, como cohete suborbital, para su lanzamiento desde EE UU, y con menos énfasis en el *Capricornio*. Visitó El Arenosillo una delegación de ATSC, pues incluso barajaban traer clientes norteamericanos a España. Se trabajó en virtud de las cartas de intención del INTA, en tanto se preparaban los contratos definitivos, que estarían listos en el mes de junio. Por aquellos momentos, la situación del programa era ya muy comprometida y, obviamente, los contratos no llegaron a aprobarse. El resto de los contactos en el año, que fueron solamente a nivel de intercambio de correspondencia, terminó con el envío al INTA de un nuevo estudio de mercado, en el mes de diciembre, cuando el *Capricornio* estaba cancelado¹²⁵.

Como una consecuencia indirecta de todo este proceso, en mayo de 1998, nos llegó un ofrecimiento para el lanzamiento desde el Kodiak Launch Complex en Alaska, entonces en construcción, con amplias facilidades¹²⁶.

En definitiva, nunca podremos asegurar si estas iniciativas habrían tenido éxito, pero el coste que nos hubiese supuesto haber profundizado en los estudios era relativamente muy bajo. Quizás, como en otras ocasiones, perdimos una buena oportunidad.

ÚLTIMAS NOTAS

Cancelación

Ya hemos ido exponiendo que el programa empezó a tener dificultades en 1998. Los objetivos del INTA cambiaron y el interés por el *Capricornio* disminuyó. Como también hemos visto, las actividades entonces en curso: la comercialización con AlliedSignal, el motor *Deneb-T*, y el ensayo del motor *Deneb*, no llegaron a ponerse en marcha.

En julio de ese año, la dirección del INTA realizó cambios en la dirección del programa, poniendo además en marcha varias evaluaciones sobre el futuro del mismo, unas contratadas expresamente o bien mediante estudios ya realizados¹²⁷. La primera consecuencia sería la detención de las actividades en el mes de septiembre, y la segunda, la cancelación práctica en diciembre de 1998. En 1999 se cerraron los contratos abiertos.

La razón argüida fue que el vehículo no era viable comercialmente, y que se necesitaba una inversión adicional alta y un tiempo de finalización largo¹²⁸.

Evidentemente, de todo esto se podría hablar más, pero ya sería subjetivamente. Aquí, repetimos, tratamos de poner en claro lo que se hizo de modo objetivo para que no quede en el olvido.

Como último homenaje al *Capricornio*, y como contraste simétrico de la visión *naïve* de los primeros tanteos, mostrada en la Fig. 4.1, presentamos en la Fig. 4.34 una visión pictórica de lo que pudo haber sido el instante de su ignición¹²⁹.

Gastos

El programa *Capricornio* tuvo la consideración de no agregado desde 1991 hasta el 2000¹³⁰. Los datos económicos que aquí se presentan se han obtenido a partir de la documentación propia del proyecto, basaba en los expedientes de adquisición cursados, en los que se especificaban las cantidades y su distribución por anualidades si fuera el caso¹³¹. El monto total de las cantidades invertidas ascendió a 5662 Mptas [53 M€-act]¹³², desde 1991 hasta 1999, sin incluir el personal funcionario o contratados fijos, que corrían a cargo de otras partidas. Estimamos que esa cantidad merece un análisis más detallado, pues no todos esos fondos correspondieron a los vehículos propiamente dichos.

En los análisis propios del programa los gastos se dividieron en cinco grandes apartados: desarrollo, equipamiento, general INTA, otros programas y recursos humanos; a su vez subdivididos en varios subapartados cada uno. Por desarrollo, se entendían las inver-

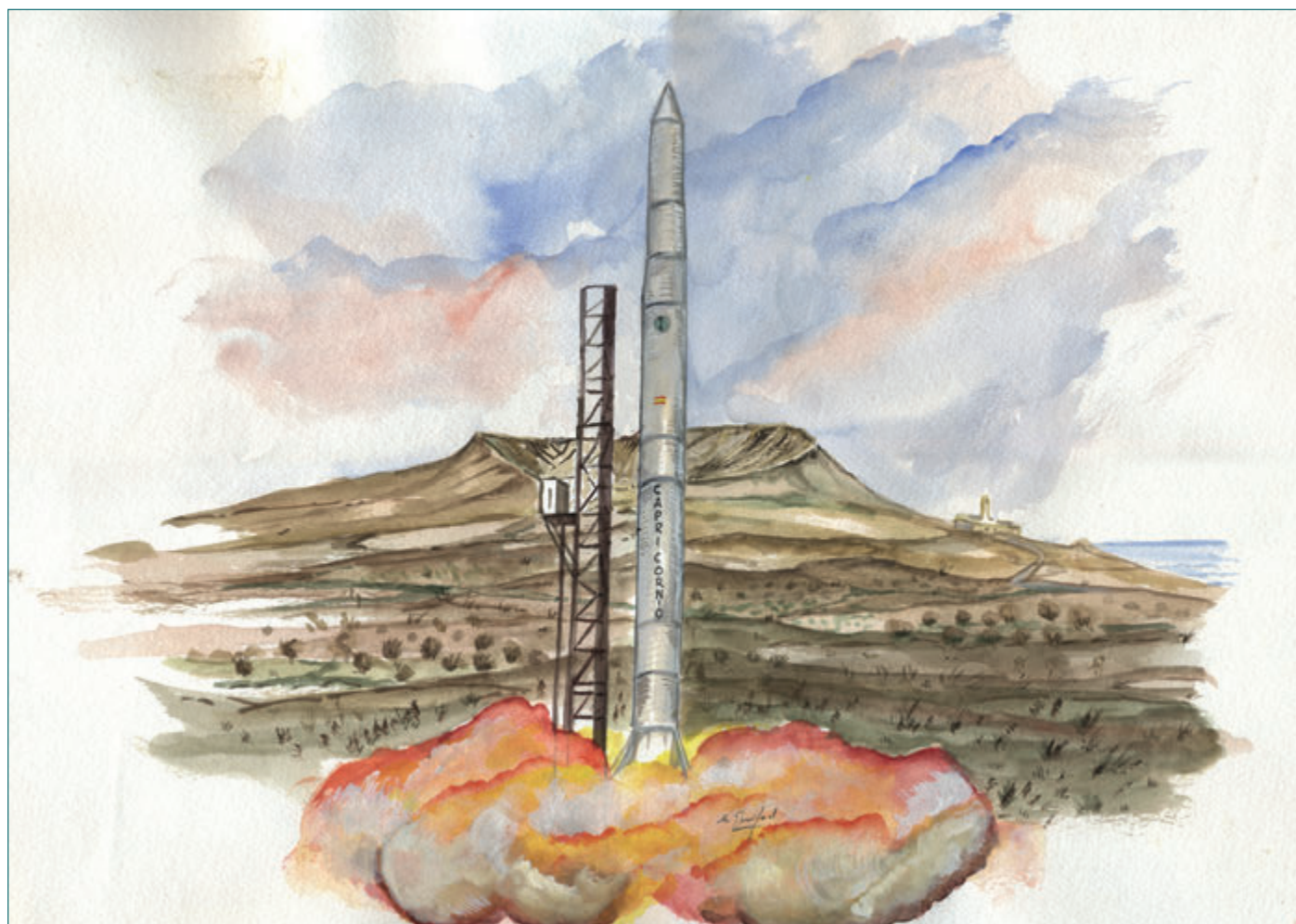


Fig. 4.34. Recreación de la ignición del *Capricornio*. ■

siones aplicadas al proyecto de los dos vehículos y sus sistemas, con las subdivisiones en asistencias técnicas, contratos de desarrollo, materiales y *software*. Bajo equipamiento, se contabilizaban los equipos necesarios, aunque sin ser de utilización exclusiva, sino que quedarían para uso futuro del Instituto, los cuales se clasificaban en equipos, informática e infraestructura. El considerado como general INTA comprendía las mejoras realizadas en las instalaciones del Instituto, subdividido en infraestructura, mobiliario, ofimática y varios. Dentro de otros programas, se incluían los trabajos de los cohetes de sondeo, INTA-100 e INTA-300, los motores cohetes híbridos y otros menores. Por último, en recursos humanos se consideraban todas las dietas, cursos y el personal contratado con cargo al programa en dos facetas: los que realmente trabajaron para el programa y los que lo hicieron para otros distintos.

Con estos criterios, la cantidad de 5668 Mpta antedicha se subdivide en 2851 para el desarrollo, 1401 para el equipamiento, 463 para elementos generales del Instituto, 101 para programas asociados y 852 para recursos humanos; de estos últimos, 455 fueron para personal del propio programa, 258 se dedicaron a financiar el personal de otros programas del Instituto, y 139 para dietas, no solo del *Capricornio*. De estos datos se deriva que lo realmente aplicado en el programa *Capricornio* sería el primer apartado de desarrollo, parte del equipamiento (supuesto un 50%) y una parte del personal: un monto de 4002 Mpta [38 M€-act], que representa un 71% del total. Además, el programa aportó a la mejora del INTA una cantidad de 1163 Mpta [11 M€-act], que corresponde al 20%, así como también es de notar los 258 Mpta [2,5 M€-act] del personal que sirvió en diversos programas, que no tuvieron nada que ver con el *Capricornio*¹³³.

Otra consideración es la evolución de las inversiones con el tiempo. El grueso se concentró entre los años 1992 y 1998, pues 1991 fue casi preparatorio, con únicamente 45 Mpta, y 1999 ya casi de liquidación. En 1992, fueron 583 Mpta, con un máximo



de 1048 en 1996. En el desarrollo histórico, las inversiones en equipamiento casi se concentran en el período 1992/94. Por el contrario, los contratos siguieron la pauta inversa.

También es de interés separar lo invertido en el *Argo* y en el *Capricornio*, lo cual no es tarea fácil por los elementos comunes, pero se puede estimar como 1935 Mpta [18 M€-act] para el primero y 1669 Mpta [16 M€-act] para el segundo.

Desde el punto de vista de los contratos a empresas, se contabilizan 1713 Mpta [16 M€-act] a españolas y 1460 Mpta [14 M€-act] a extranjeras. Entre las más beneficiadas hay seis de las primeras y otras seis de la segundas¹³⁴.

De todas formas, el presupuesto fue siempre insuficiente. Ya en los primeros estadios se estimaba la necesidad de unos recursos cifrados en 10 000 Mpta [105 M€-act], sin haber introducido aún el *Argo*. En otros documentos, como la propuesta al Plan Coincidente en 1991, se manejaban 10 658 Mpta, una valoración bastante similar. Finalmente, en los análisis y previsiones realizados a principios de 1998, se consideraba que hacían falta 5605 Mpta [48 M€-act] adicionales para llevar a buen término el *Capriornio*.

Creemos que estas breves notas son suficientes para dar una idea de los aspectos económico del programa.

EL CENTRO ESPACIAL DE CANARIAS

Desde los inicios del programa siempre se consideró que el *Capricornio* debía lanzarse desde España; pues el programa era un reto nacional sin precedentes por sus implicaciones tecnológicas y estratégicas, y en esto se incluía el lanzamiento. Más tarde se contempló la posibilidad del lanzamiento desde EEUU e incluso desde Kourou¹³⁵, lo cual, quizás, hubiese sido más sensato, pero esto fue una enseñanza aprendida en el camino.

El INTA disponía del excelente campo de El Arenosillo, cuya finalidad primera fueron los cohetes de sondeo con zona de caída limitada. Sin embargo, para un lanzador sólo habría disponible un corredor muy estrecho, limitado por la costa de África, las Islas Canarias y Madeira, que hacía inviable las órbitas polares, además de otros condicionantes de seguridad¹³⁶. No obstante, El Arenosillo siempre se contempló como un centro de ensayos parcial, así como un proveedor y gestor de equipamientos y servicios para cualquier otro campo.

Con los requisitos de territorio nacional y órbitas polares, el único punto de la geografía española desde el cual se puede conseguir una órbita de ese tipo es la isla de El Hierro. Una alternativa sería Gran Canaria, pero los lanzamientos habrían de ser hacia el oeste, aunque con un corredor mejor que desde El Arenosillo, pero sin órbitas polares¹³⁷. A pesar de esa desventaja, también se incluyó en los primeros estudios del *Capricornio*.

Los trabajos para la búsqueda de un posible emplazamiento comenzaron dentro de las actividades del segmento de tierra del propio *Capricornio*. Sin embargo, una instalación de esa envergadura no podía limitarse solo a este vehículo y a los suborbitales derivados del mismo, por lo que siempre se tuvo presente una ampliación hacia otros mayores con techo aproximado de 100 t de masa al despegue. Es en 1994 cuando estas actividades adquirieron personalidad independiente como Centro de Lanzamiento Espacial de Canarias, abreviadamente CLEC.

Una última consideración previa e importante es que el establecimiento de un centro de lanzamiento de este tipo iba más allá de una mera cuestión ingenieril, más bien esto es el resultado final. Antes se precisan acciones que necesariamente pasan por el ámbito político y que frecuentemente implican modos y procesos alejados de la metodología técnica. En esto la Dirección del INTA siempre tuvo claro que este centro debería tener la aquiescencia y colaboración del Gobierno autónomo de Canarias.

Selección de la ubicación (1992-95)

Ya casi en los albores del *Capricornio*, año 1992, se efectuaron los primeros análisis basados en datos cartográficos y se cursaron las primeras visitas a las islas Canarias, en concreto al Centro de Seguimiento de Satélites de Maspalomas, que había sido establecido, en 1960, en un acuerdo entre el INTA y la NASA para seguimiento de los vuelos tripulados del proyecto *Mercury* y que estaba en operación desde esas fechas¹³⁸. Este centro disponía de medios de seguimiento que de forma directa o indirecta se estimaba pudiesen dar cobertura al programa.

No obstante esas pesquisas, las actividades reales sobre el terreno arrancarían en 1993. Las visitas se complementaron con trabajos realizados desde el aire, gracias a la colaboración del Ejército del Aire, que preparó varios vuelos, desde el aeropuerto de Gando, con aviones y helicópteros sobre las posibles zonas de Gran Canaria y de El Hierro¹³⁹. Como resultado se seleccionaron dos ubicaciones en la primera isla y cinco en la segunda.

Con estos trabajos en curso hubo un cruce de intereses con la empresa norteamericana Lockheed Launch Vehicles que deseaba optar al lanzamiento del Minisat con sus vehículos LLV¹⁴⁰, entonces todavía en desarrollo, para lo cual ofreció realizar un estu-

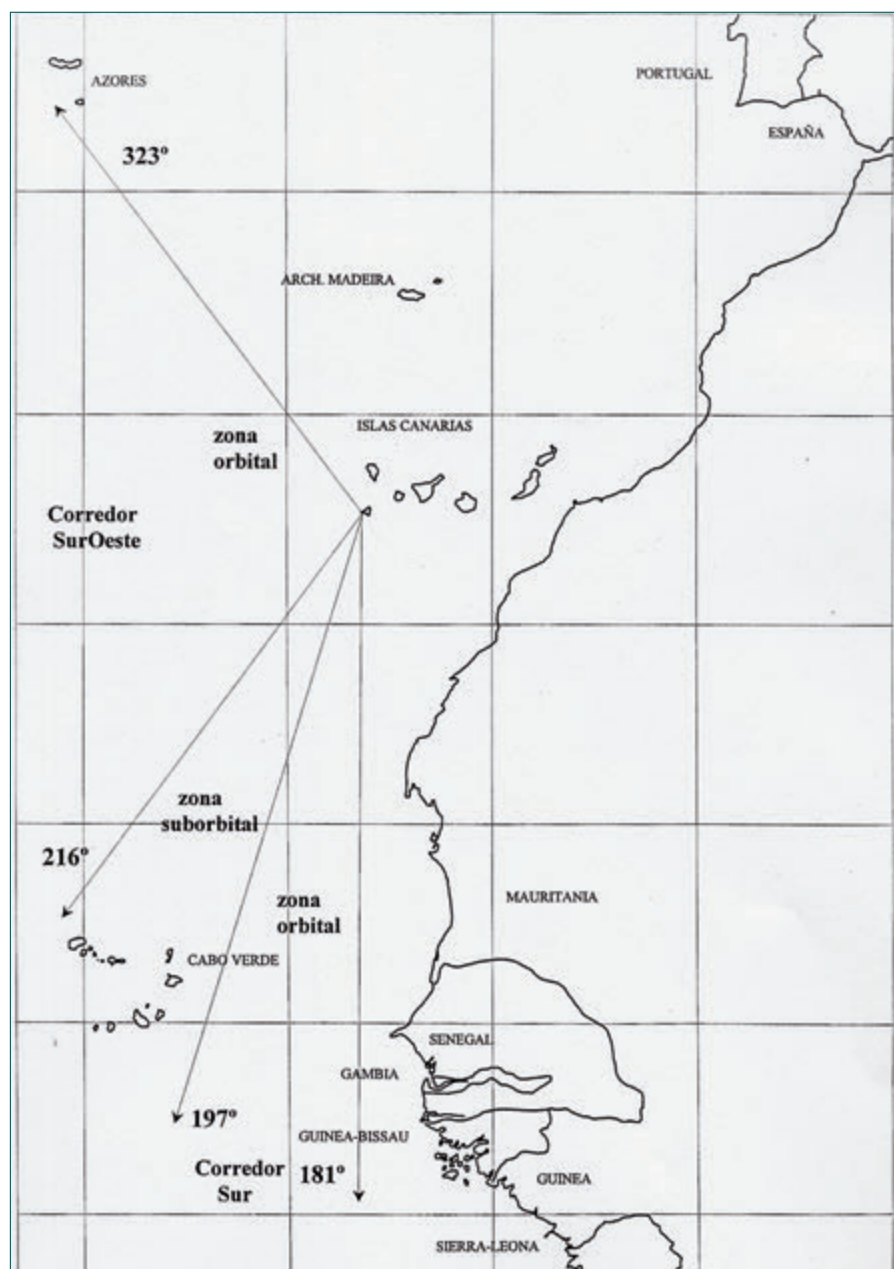


Fig. 4.35. Corredores de lanzamiento. ■

la versión final, en julio de ese año, también se incluía la Orchilla en la isla de El Hierro¹⁴³. El vehículo de referencia era el LLV-1, cuya masa al despegue era de 120 t, lo que excedía en mucho a las 18 t previstas para el *Capricornio*. El estudio contaba con la participación de otras empresas norteamericanas y estaba realizado de acuerdo con los criterios y normas de seguridad exigidos en EEUU. En las conclusiones se establecía un plazo de ejecución de 28 meses y una estimación de coste de 3460 Mpta [33 M€-act], que se reducirían a 2680 Mpta [26 M€-act] en el caso de limitarse al *Capricornio*, cifras que no incluían el valor de los terrenos. Aunque esta vía se abandonó, estos trabajos serían de gran valor para los técnicos del INTA.

Ya sin ninguna cooperación externa, las actividades continuaron por parte del INTA, y a mediados de 1995 las preferencias se habían decantado casi exclusivamente por la zona del faro de la Orchilla, e incluso estaba en preparación la documentación que establecía la definición preliminar del centro. Sin embargo, desde el último trimestre del año anterior, las relaciones con

dio de un centro de lanzamiento en las islas Canarias en colaboración con INSA. En julio de ese año, personal técnico de Lockheed, INSA e INTA visitaron los emplazamientos seleccionados en Gran Canaria, para obtener detalles más precisos; en principio no consideraron El Hierro dada la órbita deseada para el Minisat.

En paralelo a estas actividades, el INTA y el Gobierno de Canarias firmaron un convenio de colaboración en el que se especificaba que el Instituto desarrollaría estudios para determinar la localización del centro de lanzamiento y el Gobierno de Canarias aportaría información territorial y asesoraría en materia medioambiental y en otras que fuesen relevantes¹⁴¹. Como se ha dicho anteriormente, la dirección del INTA siempre deseó la cooperación de las autoridades canarias en todo el proceso. Simultáneamente, también se firmó otro acuerdo entre el Cabildo Insular de Gran Canaria y el INTA, lo que indicaba el interés local en que el centro de lanzamiento se ubicase en esta isla.

Los trabajos continuaron durante 1994 analizando en detalle cada uno de los emplazamientos, así como sus ventajas e inconvenientes; al final se mantuvieron uno de ellos en Gran Canaria (Veneguera), a pesar de los inconvenientes trayectoriales, y dos en El Hierro (Hoya de Tacorón y Faro de la Orchilla). Fueron numerosas las visitas realizadas, así como la documentación manejada relativa a los planes de ordenación del territorio, medioambientales, etc.¹⁴²

En mayo de 1994, Lockheed Launch Vehicles presentaba el primer borrador de su estudio, en el que solo consideraba la zona de Veneguera, en Gran Canaria, aunque en



las autoridades canarias estaban casi congeladas; así la situación, se hacía muy difícil proseguir, por lo que el INTA solicitó una reunión con el Gobierno de Canarias para desbloquearla. Esta tuvo lugar en octubre, con la asistencia de su presidente y del director del INTA¹⁴⁴, quien explicó el estado de los estudios realizados y la evaluación de los posibles emplazamientos, entregando la última edición referente a la definición del centro; además expuso la necesidad de la colaboración de las autoridades canarias para continuar. Por su parte, estas confirmaron su interés en el proyecto aunque se mostraron reacios a aceptar una ubicación concreta e insinuaron la posibilidad de realizar otro estudio por una empresa externa antes de comprometer los fondos necesarios. Tras esta reunión se entró en una nueva dinámica que expondremos a continuación.

Año 1996: nuevos informes y contestación popular

Durante los primeros meses de 1996 las autoridades canarias demandaron al INTA más información, incluso un análisis del efecto socioeconómico que produciría el centro, que el INTA contrataría a través de INSA, y que se entregó en el mes de mayo¹⁴⁵. Finalmente, tal como habían indicado en la última reunión, resolvieron encargar otro estudio a una ingeniería independiente antes de tomar la decisión definitiva. La selección y contratación de esa ingeniería la realizó la empresa Kábana S. A, contratada a su vez por el Instituto Canario de Investigación y Desarrollo (ICID), que preparó las prescripciones técnicas basándose en la documentación que había proporcionado el INTA, aunque este nunca tuvo conocimiento del alcance real de aquellas. Las prescripciones se entregaron a varias empresas del sector y la selección la efectuaron a comienzos del mes de septiembre, siendo la adjudicataria la consultora norteamericana Bechtel National Inc. Si bien las intenciones del Gobierno de Canarias habían sido que el estudio hubiese estado disponible para el mes de junio, la realidad fue que se demoraría hasta el año siguiente.

Estas acciones representaron un retraso en los planes previstos, aunque por parte del INTA se continuó con la adquisición de los equipos para el lanzamiento. Como punto positivo, a final de año se instalaría una estación meteorológica en la zona de la Orchilla con el fin de obtener datos de vientos.

En diciembre de 1996, la empresa Bechtel presentaba un avance de su trabajo en la Secretaría de Estado de la Defensa con la asistencia del secretario de Estado, el director del INTA¹⁴⁶, representantes de la firma Kábana y técnicos del INTA y del Ministerio de Defensa. La presentación causó sorpresa al personal del INTA por varias razones, pero muy especialmente porque en la selección de los emplazamientos en la isla de El Hierro se omitía la zona de la Orchilla, tanto más cuando ni siquiera se había tenido en consideración. Además, el estudio contemplaba dos grupos de lanzadores, el más pequeño de ellos iba desde el *Capricornio* hasta el LMLV-1, y el segundo llegaba hasta el *Delta*. Todo parecía indicar que los requisitos transmitidos a Bechtel diferían bastante de los manejados por el INTA. Como consecuencia, y siguiendo las indicaciones del secretario de Estado, se cursó un viaje conjunto a El Hierro para analizar los datos sobre el terreno. En el informe definitivo, entregado en enero de 1997, Bechtel incluyó la Orchilla, modificó el orden de preferencia para los emplazamientos, que ahora coincidía con el del INTA (Fig. 4.36), pero mantenía los dos grupos de cohetes. Las estimaciones económicas eran de 4839 Mpta [42 M€-act] para la primera fase del proyecto y de 1175 Mpta [10 M€-act] adicionales para la segunda.

En paralelo con todas estas acciones, el «Centro de Lanzamiento Espacial», que era la denominación oficial del INTA, entró claramente en la vida de la población de la isla, que lo bautizó simplemente como la «Lanzadera». Hasta mediados de 1996, los herreños habían contemplado la ida y venida del personal del INTA entre la indiferencia y la curiosidad. No fue hasta abril cuando los lugareños empezaron a tomar conciencia de la situación como consecuencia de las diversas noticias aparecidas en la prensa regional y nacional¹⁴⁷. Hemos también de reseñar que la isla tenía otro contencioso con Defensa relativo al proyecto de ubicación de un radar de vigilancia aérea en el pico de Malpaso. La oposición a esos proyectos se canalizaría a

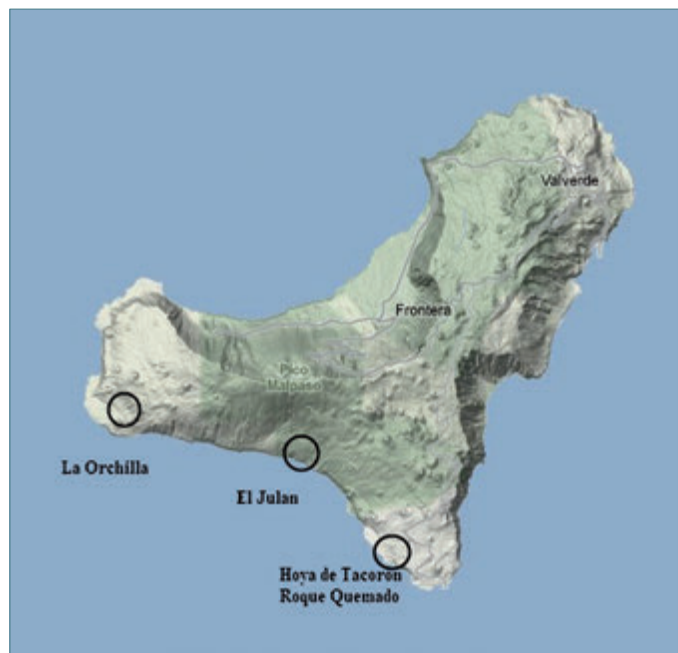


Fig. 4.36. Emplazamientos en El Hierro. ■

través de un grupo que se denominó Comisión Malpaso, que organizó manifestaciones e intervenciones en los medios e instituciones. Las protestas se extendieron a las otras islas por medio de otro grupo llamado Comisión de Defensa de El Hierro, la cual se había creado al efecto.

En estas circunstancias el impacto del informe de Bechtel en la opinión de la isla fue demoledor¹⁴⁸. Ecologistas, grupos políticos y otros colectivos se opusieron claramente al CLE. Los argumentos principales eran la peligrosidad, el impacto ecológico y la alteración del medio de vida de la isla. En este sentido se pronunció el Cabildo Insular con una resolución en contra el 14 de febrero de 1997. Sin embargo, no toda la opinión canaria estaba en contra, y en estas circunstancias surgieron varias iniciativas con el fin de convencer a los herreños de la realidad del proyecto y de las intenciones del INTA, que quizás no se supieron explicar debidamente con anterioridad. Una de ellas fue un debate en el cine de la capital, Valverde, en febrero de 1997, con asistencia de políticos, que apoyaban claramente el CLE, y personal del INTA¹⁴⁹. A pesar de intentar desmontar las exageraciones del informe y explicar el propósito y el alcance del proyecto, el resultado no fue positivo¹⁵⁰. La situación se prolongó con comparecencias radiofónicas y manifestaciones en varias ciudades canarias¹⁵¹. En el mes de abril, otro debate público, en Santa Cruz de Tenerife, promovido por la Fundación «Pedro García Cabrera», sobre la incidencia de la «lanzadera» en el modelo de desarrollo sostenible de las islas, seguiría un curso similar al del cine de Valverde¹⁵².

La contestación al CLE se extendió con intensidad en la prensa regional¹⁵³, llegó con preguntas al Congreso y Senado, así como una petición de comparecencia del secretario de Estado de la Defensa; incluso una carta al Rey y varias acciones ante la Comisión Europea en Bruselas¹⁵⁴.

Ante esta situación, el Parlamento de Canarias estableció la «Comisión de estudio sobre la posible creación de una lanzadera de cohetes» en marzo de 1997, formada por 11 miembros y cuatro asesores¹⁵⁵. La Comisión inició sus trabajos en mayo y los terminó en diciembre, con un total de nueve sesiones y 30 comparecientes. Al INTA se le requirió en dos ocasiones; en la primera de todas, que tuvo el carácter de una introducción general, con la apertura de intervenciones por el director del INTA; luego en la quinta, que tuvo un carácter más técnico¹⁵⁶. El resto de los comparecientes pertenecía a la Universidad, instituciones científicas o eran personas que habían redactado informes referentes a la isla, especialmente en sus aspectos socioeconómicos o de ordenación del territorio. A la última sesión asistieron los representantes institucionales de la isla (Cabildo Insular y Ayuntamientos) y los portavoces de la Comisión de Defensa de El Hierro¹⁵⁷. El dictamen final terminó en el pleno del Parlamento de Canarias, que acordó una resolución con fecha 15 de mayo de 1998¹⁵⁸.

Esta resolución constaba de 15 puntos, que se agruparían como:

- Tres (1, 2 y 5) de carácter general.
- Dos (6 y 7) se referían al impacto medioambiental:
 - su efecto estaba perfectamente delimitado,
 - no había razones de peligrosidad.
- Tres (8, 9 y 10) dubitativos:
 - no había elementos que pudieran ni beneficiar ni perjudicar a la economía de la isla,
 - sí podría haber alguna sinergia con el mundo de la investigación,
 - no apreciaban que sirviese para atraer a otras empresas aeroespaciales.
- Uno (14) superfluo:
 - se podrían lanzar satélites en las islas por otros medios, como el *Pegasus*.
- Cuatro (3, 4, 13 y 15) censores con el INTA:
 - no quedaba acreditado que hubiera mercado para cohetes mayores,
 - no se habían estudiado bien las infraestructuras colaterales,
 - no se habían realizado estudios sobre la instalación en otra isla,
 - no se había requerido la colaboración de la ESA o de otros países comunitarios.
- Dos (11 y 12) definitorios:
 - evidenciaban que existía una posición contraria por parte de las tres instituciones y de la población,
 - entendían que no se daban las condiciones necesarias para instalación de una lanzadera en la isla de El Hierro.

En resumen, la razón fundamental para rechazar la «Lanzadera» radicaba en la actitud de la población isleña. Con más concreción, los últimos párrafos del dictamen lo corroboran: «una mayoría de los herreños cree firmemente que la Lanzadera



no aportará nada positivo a la isla de El Hierro y sí puede perjudicar su modelo de vida [...] pues aunque sus efectos reales no incidieran negativamente, [...] entienden que no todos los elementos de posible desarrollo son compatibles con el modelo de vida que se han querido dar [...] no se trata de una cuestión de desinformación de los ciudadanos, sino que su *modus vivendi* no permite concebir la instalación de un centro de lanzamiento como un elemento positivo en su entorno».

Así acabó el proyecto del Centro de Lanzamiento Espacial de Canarias, o bien «Lanzadera»; no obstante, en las fechas de las que hablamos, mediados de 1998, tal como se ha visto, los vientos ya no eran favorables para el *Capricornio*.

Como comentario final, afirmamos que nunca el INTA tuvo intención de perjudicar a la isla, y todo el personal técnico estaba especialmente concienciado con el respeto a la indudable belleza natural de la isla. Todas las construcciones se integrarían en el paisaje y las más agresivas, como la plataforma de lanzamiento, no dejarían huella permanente considerando su ciclo de vida. Además, tampoco pensamos que la existencia de la «Lanzadera» llegase a alterar el medio de vida de la isla, sino que sería otro aspecto más. No se trata aquí de justificarnos, sino de constatar una realidad que todos sentimos entonces¹⁵⁹.

Equipamiento y diseño del Centro de Lanzamiento de Canarias

Una vez relatada toda la historia y sus vicisitudes, explicaremos los trabajos técnicos realizados y cómo se entendía el centro en cuestión. En líneas generales una entidad de este tipo está integrada por varios grupos de instalaciones. Uno de ellos estaría formado por los complejos de montaje e integración de los vehículos y cargas útiles, complementados por los viales de transporte a la rampa de lanzamiento. Un segundo lo construirían los equipos de seguimiento, telemetría y telecomando (conocidos por su acrónimo TTC), con más detalle: radares y optrónicos, antenas y receptores de telemetría, y transmisores de telecomando. En otra se agrupan los medios de vigilancia, salvaguardia, almacenamientos de diferentes tipos, talleres, comunicaciones diversas, así como la infraestructura general y su conexión con el exterior. Todos ellos integrados y coordinados por el Centro de Control propiamente dicho.

Para el grupo TTC, integrado por equipos unitariamente costosos, el INTA previó la utilización de las unidades ya existentes en el Instituto. Así, un radar de seguimiento provendría de El Arenosillo, que disponía de una unidad transportable, al igual que los sistemas optrónicos; para la telemetría se emplearía el sistema móvil disponible en el Centro de Ensayos en Vuelo, así como también alguno de los que estaban en servicio en Maspalomas. Sin embargo, para el telecomando no existía ninguno específico, por lo que era necesario adquirir una unidad¹⁶⁰, así como un segundo radar. Afortunadamente, en 1995, la empresa norteamericana Tracor, una de las pocas suministradoras en el mundo de radares de seguimiento, ofreció al INTA uno que tenía disponible a un precio muy favorable. Además ofertó la posibilidad de montar físicamente en el mismo pedestal dos antenas transmisoras para el telecomando, con lo cual incluso se simplificaba la integración del seguimiento y el telecomando. Se acordó su compra y el conjunto se recibiría en 1997¹⁶¹.

El resto de las instalaciones, incluyendo el centro de control, deberían ser nuevas, aunque en algunos casos se pudiesen utilizar algunos equipos menores existentes.

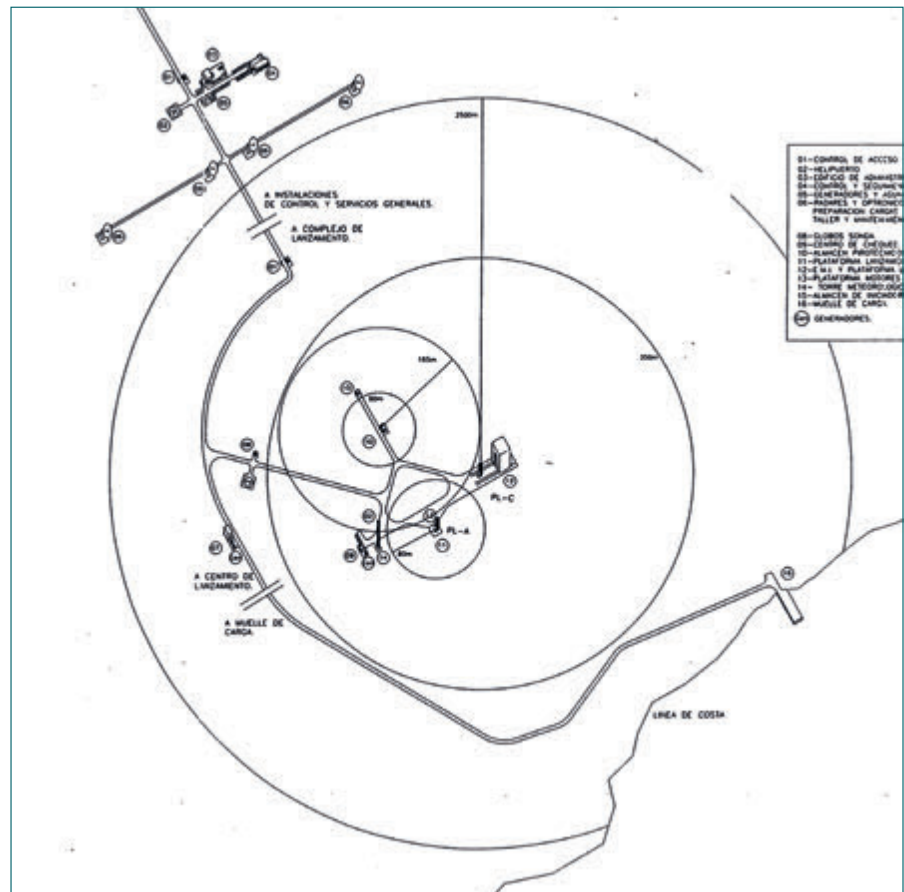


Fig. 4.37. Plano general del CLE. ■

A pesar de todas las dificultades e incidencias expuestas, el INTA preparó un plan general en la zona del Faro de la Orchilla¹⁶², cercana al mar, con acceso a través de una carretera tortuosa y por un muelle próximo situado en «el mar de las calmas». Si bien la intención principal era el programa *Capricornio*, se quedaba abierta la posibilidad para lanzadores de 100/120 t, lo que implicaba sobredimensionar las zonas de seguridad. En la Fig. 4.37 se presenta la configuración propuesta. En el centro se encuentra la rampa de lanzamiento y la nave de montaje que en esta figura corresponde al supuesto de integración vertical, aunque al final se optaría por la horizontal. En situación cercana está el centro de chequeo y los almacenes de pirotécnicos, todos dentro de un círculo de radio de 350 m. El segundo círculo tiene un radio de 2500 m, no trazado a escala, fuera del cual se encontrarían el centro de control, las dependencias administrativas y las plataformas para los equipos de seguimiento; topográficamente estas edificaciones estarían en la ladera norte que dominaba la zona de lanzamientos. La entrada de los motores y elementos pirotécnicos se haría por el muelle, que necesitaría una ampliación, desde donde se trasladarían a los almacenes por un conjunto de viales específicos. Se ejecutaron los anteproyectos de todos los edificios, unos 20 en total, cuyo aspecto externo se acomodaba al paisaje. En la Fig. 4.38 se ha preparado una vista con la ubicación prevista de las zonas¹⁶³.

Complementariamente a la adquisición del radar y del sistema de destrucción, se desarrolló un sistema de ensayos en vuelo para los transpondedores y receptores de telecomando, que básicamente consistía en una barquilla a transportar por una aeronave en vuelo.

Inversiones realizadas

Cuando el centro espacial adquirió carácter independiente, que fue en 1994, se previó un presupuesto de 4000 Mpta [38 M€-act] hasta el año 1998.

Sin embargo, los gastos reales fueron de 995 Mpta [8,8 M€-act] entre 1994 y 1999. De esta cantidad, el 25% lo aportó el INTA y el 75% estuvo a cargo del Fondo Europeo de Desarrollo Regional (Feder)¹⁶⁴.

De esa cifra, 650 Mpta [5,8 M€-act] correspondieron a equipamiento e instrumentación, y el resto a asistencias técnicas, viajes e infraestructuras.

El Gobierno de Canarias acordó aportar 500 Mpta [4,4 M€-act] en 1996, lo que se publicó en el *Boletín Oficial de Canarias*, pero que no se invirtió al no progresar el proyecto.

ÚLTIMOS DESARROLLOS

El motor Madas

En el año 2000 se requirió el desarrollo de un motor para ayuda al despegue del SIVA, vehículo no tripulado en desarrollo por el INTA que inicialmente se lanzaba mediante una catapulta.

Los requisitos de diseño imponían un impulso total de 13,7 kNs y un tiempo de combustión de 0,6 s, lo cual precisaba una nueva formulación de propulsante cuya velocidad de combustión alcanzara el nivel de 22 mm/s con un nivel medio de presión de cámara en torno a 130 bar. A tal fin se formuló un propulsante del tipo HTPB/AP/Al con óxido de cobre como aditivo catalizador para la velocidad de combustión.

Una vez desarrollada la formulación en el laboratorio y ensayados varios motores de prueba, se procedió a la fabricación del motor. Los elementos inertes y utillajes se fabricaron en los Talleres Generales y el colado del motor se realizó en la Planta Piloto. En la Fig. 4.39 se muestran los componentes del motor y alguno de los útiles de llenado.



Fig. 4.38. Ubicación prevista de las instalaciones. ■



Fig. 4.39. Motor Madas y elementos de llenado. ■



Tras la primera carga a escala real se detectó, mediante los ensayos de los motores probeta testigos, una notable caída en la velocidad de combustión respecto a la obtenida en las coladas previas de motores probeta. No obstante esta anomalía, se decidió ensayar un motor real con el fin de verificar la operatividad de los elementos inertes y las protecciones térmicas.

El primer ensayo se efectuó en abril de 2005, obteniéndose un empuje medio de 4,7 kN, un tiempo de combustión de 1,65 s y una presión media de 48 bar. Dichos valores se correspondían con los previstos, teniendo en cuenta la más que notable caída en el nivel de velocidad de combustión detectada previamente.

Tras un análisis exhaustivo y laborioso, se encontró que la causa de las discrepancias era debida a la morfología del polvo de óxido de cobre empleado en la fabricación, que en vez de ser esférica era irregular. Esto obligó a la búsqueda de un nuevo suministrador y a la redefinición del propulsante. Se seleccionó óxido de cobre esférico con diversas granulometrías hasta llegar al micrométrico sin conseguirse alcanzar los niveles de velocidad de combustión requeridos. Posteriormente, se pasó a utilizar derivados ferrocénicos como agentes catalizadores, los cuales han permitido obtener los valores requeridos.

A lo largo del proceso este motor se ha seleccionado como *booster* del UAV *Diana*, desarrollado por el INTA.

Los nanolanzadores

En el año 2002, ya con el *Capricornio* cancelado, se presentó en la Primera Conferencia Aeroespacial Española la comunicación «Acuario. Un lanzador para nanosatélites»¹⁶⁵. Se trataba de un ejercicio sobre la capacidad de satelización que podría obtenerse con un vehículo alado lanzable desde un avión de combate, concretamente un F-18, para una órbita polar de 400 km, que estadísticamente significaba una vida media de un año para el satélite. Dadas las características del avión portador, la masa se limitaba a un máximo de 1000 kg. El vehículo constaba de tres motores de propulsante sólido que, por tratarse de un ejercicio, se suponían con muy buenas actuaciones y todos de nueva planta, aunque relacionados con otros existentes o en proyecto. No obstante el carácter teórico del trabajo, se siguieron con toda rigurosidad las mismas pautas y procedimientos que en el *Capricornio*.

El resultado alcanzado era el *Acuario*, capaz de colocar en esa órbita un nanosatélite de 13,3 kg lanzado en la zona de las islas Canarias desde una altura de 11 000 m. El avión despegaría del aeropuerto de Gando y para el seguimiento se utilizarían equipos emplazados en la Es-

tación de Seguimiento Espacial de Maspalomas. La masa total del vehículo resultaba ser 998 kg, con una longitud de 4,46 m y un diámetro de la primera etapa de 600 mm. En la Fig. 4.40 se presenta un primer esquema del *Acuario*.

Cuatro años más tarde, en 2006, una versión actualizada del trabajo anterior se presentó al 57th International Astronautical Congress¹⁶⁶ y en 2007 apareció publicado en el *Journal of the British Interplanetary Society*¹⁶⁷. Las pocas variantes sobre la idea inicial redundaban en que la masa del satélite se incrementaba hasta 14,9 kg y se veía posible llegar a los 16,5 kg.

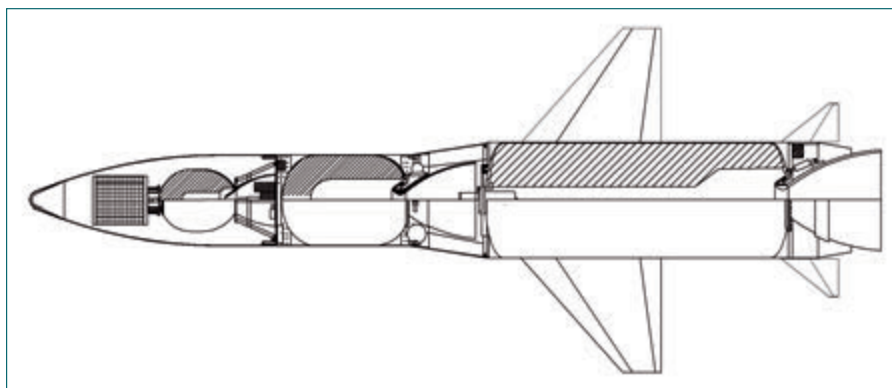


Fig. 4.40. Propuesta del *Acuario*. ■

En 2008, el INTA tomó esta propuesta como referencia y puso en marcha el programa «Lanzador Aeroportado», en el que se pretendía efectuar un estudio de viabilidad del mismo. Su ejecución contó con la colaboración con el Departamento de Tecnologías Especiales Aplicadas a la Aeronáutica de la Universidad Politécnica de Madrid¹⁶⁸.

En el estudio se analizaron varias configuraciones. Una de ellas, similar a la anterior para el avión EF-2000, que permitía una masa total de 1500 kg, y en la que se introdujeron motores más realistas. El resultado era que la masa del nanosatélite ascendía hasta 22 kg.

Además, también se analizó el lanzamiento desde la bodega de carga de un CASA C-295, en este caso con salida hacia atrás y desde una altura de 9000 m. La ventaja que proporcionaba este tipo de avión radicaba en que se podía aumentar el peso y que durante el vuelo el vehículo iba protegido dentro de la bodega y no como una carga externa. Para un satélite de 20 kg, en estas condiciones, se precisaba un vehículo de 2300 kg.

El INTA no continuó con este tipo de estudios, aunque hubo interés por parte de algunas empresas.

Notas

1. Informe encargado en 1988 por el director del INTA, Fernando de la Malla, a Julián Simón y que fue realizado por Carlos Egea y Gonzalo Mosquera. Hay otro complementario de julio de ese año, en el que se insiste y se plantea la conveniencia de acometer un programa de este tipo.

2. El Scout (Solid Controlled Orbital Utility Test) fue un vehículo desarrollado por la NASA, propulsado por cuatro etapas de motores sólidos. El primer vuelo se llevó a cabo en 1961. Estuvo en servicio hasta 1994, con un total de 118 lanzamientos. Los primeros eran capaces de poner 59 kg en órbita circular de 552 km, actuaciones que se fueron incrementando hasta llegar a los 208 kg en dicha órbita. Ha sido uno de los vehículos con más éxito de la NASA, con una fiabilidad, casi total, del 96%, y sin ningún fallo desde 1976. La NASA llegó a un acuerdo con el Centro Ricerche Aerospaziali de la Universidad de Roma con el fin de establecer el programa *San Marco*, para la operación del Scout desde la plataforma con ese nombre situada en la costa de Kenya. En total se lanzaron desde allí ocho unidades.

3. Los nuevos estatutos se estuvieron preparando desde el año 1988 e implicaron un cambio notable en la antigua estructura del INTA. Aparte del cambio de la entidad rectora, que pasaba de ser un Patronato a un Consejo Rector, se hacían depender del Director General cinco Subdirecciones y una Secretaría, todas con el carácter administrativo de Subdirecciones Generales de la Administración. Estas eran: Técnica; Planificación, Programación y Seguimiento; Cooperación Científica y Tecnológica; Programas y Sistemas Aeronáuticos; y Programas y Sistemas Espaciales. Los antiguos departamentos, que ahora se designaban como divisiones, pasaban a depender de la Subdirección Técnica, y eran Aerodinámica y Aeronavegabilidad, Armamento y Equipos, Aviónica y Electroóptica, Ciencias y Tecnologías Espaciales, Motopropulsión y Energía, Estructuras y Materiales, y Vehículos y Materiales Funcionales. La diferencia principal con la antigua estructura era la existencia de las dos Subdirecciones de Programas, con capacidad de gestionar sus propios programas, para lo que cada una disponía de sus órganos de gestión. La materialización interna de los trabajos técnicos recaía en las divisiones, las cuales, a su vez, también tenían programas propios. Este esquema respondía al concepto matricial frente al piramidal, que era el anterior. Además, estos nuevos estatutos llevaban aparejada una definición de la plantilla con asignación de los niveles establecidos en la Administración. Una vez aprobados, el Consejo de Ministros nombró un nuevo director en la persona de Enric Trillas Ruíz, a finales de julio de 1989. Dato importante es que todas estas novedades también trajeron un considerable incremento en las dotaciones del INTA y en la remuneración del personal. Aunque no es este el lugar para analizar lo que estos cambios supusieron para el INTA, es necesario citarlos por su influencia en los programas de cohetes, y en especial en el *Capricornio*.

4. Su director era Ricardo Dorado Gutiérrez. Algún tiempo después, en 1990, en una reorganización interna del Instituto, desapareció la División de Armamento, que era la principal ejecutora de los trabajos; una parte de sus efectivos pasó al Departamento de Motores Cohete, cuyo jefe sería Carlos Egea, otra al Departamento de Guiado y Control con José Luis Quesada. La parte de ensayos de Armamento, que era la responsable del segmento de tierra del programa, quedó en el primero de estos departamentos, bajo la jefatura de Francisco Moreno. Llamamos la atención sobre la nueva organización, en la que, como hemos dicho, los antiguos departamentos pasaron a denominarse divisiones, y las secciones se renombraron como departamentos. Mantendrían esta denominación hasta la siguiente modificación, en 1997, en que se volvería a la anterior definición de departamento y aparecerían las áreas. Aquí hemos pretendido citar cada unidad con el nombre que ostentaba en ese momento, advirtiendo sobre la posible confusión entre los términos departamento y área.

5. El equipo de proyecto terminó por concentrarse en el Área de Motores Cohete. En esta estaban Carlos Egea Moreno, Julián Castellanos Morón, Gonzalo Mosquera Vázquez, Luis Rodríguez Martín, Eugenio Vidal Cuesta, Carlos Schüller Gil, José Luis de la Fuente Gómez, Encarnación Millán Merino, Fernando Rodrigo Rogles, Francisco Moreno Martín, José María Grajera Torres, José Pingarrón Rodríguez y Rafael Fernández Lizán; a estos se unieron: José Hermida Quesada, Fulgencio Gómez Bastida, Jesús Maellas Benito, Ricardo Atienza Pascual, Jorge Rodríguez Vega, Pablo Cubells, José Luis Rodríguez Ramos, Francisco Tapia Cuadrado, Elisa Sugrañez Nevado, Javier Mosquera Vázquez y Arturo Varela Fernández. Citaremos el personal de otros departamentos, o áreas, del INTA más adelante.

6. Las características eran: masa de 5092 kg, de los cuales 4340 kg correspondían al propulsante; un empuje medio de 240 kN en 37 s de tiempo de combustión; un diámetro exterior de 928 mm y una longitud de 5317 mm. Tenía tobera fija.

7. En una visita a la Royal Ordnance en Wescott, mostraron las máquinas de llenado que tenían desmanteladas, similares a las existentes en el INTA pero obviamente mucho mayores. De forma oficiosa sugirieron que las podrían transferir a España, incluso las del vehículo *Skylark*.



8. Los vehículos pequeños que entonces estaban en proyecto eran el LittleLEO, el *Conestoga*, el *Pegasus* y los *Scout I* y II.
9. El presupuesto era de 3000 Mpta [35,7 M€-act] en cuatro años, cantidad inferior a las cifras manejadas, pero con la idea de que podría revisarse en un futuro. Para el año 1991 ya se consideraban 50 Mpta [595 k€-act].
10. Además de la nacional, apareció en *International Defense Review* en su número 11/1990.
11. El punto de contacto era la Spain Business and Technical Office (SBTO) del CDTI en Tokio y el interlocutor por parte de Nissan era el ingeniero Masaaki Iwata.
12. La oficina SBTO ya había advertido desde el principio de esta dificultad, dadas las peculiaridades de la administración pública japonesa, y los permisos que se tendrían que obtener. No obstante, estimaban que esos problemas podrían resolverse.
13. El coste total del programa estimado en ese informe era de 10 658 Mpta [118 M€-act] a desembolsar en seis años.
14. Realizada por Julián Simón Calero y Gonzalo Mosquera. También se visitó a la empresa British Aerospace (BAe), en Bristol, y a Bristol Aerojet, en Banwell, aunque esta ya pertenecía a la Royal Ordnance.
15. Revista *Tiempo*, 18 mayo 1992. En el artículo se citaba una fuente del propio INTA que hablaba de planes antiguos de 1970. Incluso se vinculaba al posible misil con la bomba de aire combustible BEAC-80, entonces en desarrollo, y que se la consideraba como la carga militar. Es cierto que las figuras que se presentaban en el artículo procedían de informes internos. Estimamos que para cualquier analista avezado todo esto no debería tener ningún sentido, si acaso solamente el que las tecnologías a emplear eran de doble uso, aunque los vehículos no lo fueran de ningún modo. En toda esta problemática también pudo influir la participación del INTA en la destrucción del misil argentino *Cóndor*, operación que, si bien se mantuvo reservada en 1992, saltaría a la prensa en 1993 por su posible vinculación con el *Capricornio*. Todo ello, inexplicablemente, nos causó problemas incluso con las autoridades norteamericanas, en el sentido de que tuvimos grandes dificultades en la adquisición de transmisores de telemida para el INTA-100, de un programa de cálculo aerodinámico y en obtener los datos del motor *Castor IVB*, puesto que todo ello necesitaba la autorización de su Departamento de Estado.
16. Esta empresa es una de las mayores productoras de motores cohete en EE UU. El nombre original de la corporación era Morton-Thiokol Inc.; posteriormente pasaría a Cordant Technologies Inc., y tras varios cambios, es en la actualidad ATK Launch Systems Group. Por comodidad nos referiremos a ella simplemente como Thiokol.
17. La legislación norteamericana es estricta al respecto, cualquier información referente a motores cohete ha de pasar por el Departamento de Estado. Esto lo sufriríamos en todo el proyecto.
18. La previsión inicial por parte de MBB era de diez motores *Castor IVB* en consonancia con los vehículos *Maxus* que habían previsto. Sin embargo, esa cifra había disminuido, por lo que resultaban algunos sobrantes. El primer lanzamiento de este vehículo fue en mayo de 1991, que falló. El segundo en noviembre de 1992; en aquellos momentos estaban en curso las conversaciones entre el INTA y MBB, por lo que tres ingenieros del Instituto fueron invitados al lanzamiento en Kiruna. Serían Julián Simón, Carlos Egea y Francisco Moreno; el primer intento se aplazó y los españoles tuvieron que regresar, por lo que no pudieron presenciar el vuelo. El motivo por el que regresaron era, precisamente, una reunión con MBB en el INTA.
19. Este precio del *Castor IVB* se basaba en la información suministrada por MBB, aunque al final, en 1996, resultó ser el doble del supuesto. Para el *Torres* se daban tres escenarios con un coste total de 60 MFF, aproximadamente 1500 Mpta [16 M€-act], y un precio unitario de 125 Mpta [1,3 M€-act]; a eso habría que añadir una tobera orientable, cuya estimación era de un tercio del precio del motor.
20. La reunión fue el 23 de julio y asistieron por parte del INTA: Ricardo Dorado, Julián Simón y Carlos Egea. El presupuesto para la primera fase era de £64 000, que equivalían a 12 Mpta [120 k€-act]. Aún sin confirmar, sugerían que el coste de todo el desarrollo rondaría los 1200 Mpta [13 M€-act] y cada unidad posterior 275 Mpta [2,9 M€-act].
21. Por parte española estuvieron los mismos asistentes que en Wescott. Por un monto de 167 500 DM, que eran 12 Mpta [13 M€-act] al cambio.
22. El lanzador era el *Black Arrow* que puso en órbita el satélite X-4 *Prospero* desde Woomera, Australia, el 28 de octubre de 1971.
23. Su precio era de unos 200 Mpta [2,1 M€-act], mientras que el *Star-30C* rondaba los 90 Mpta [0,94 M€-act].

24. Como constatación de esto, en los años 92 y 93 se invirtió en equipamiento, infraestructura y otros servicios del INTA el 60% de la totalidad de los 1779 Mpta [18 M€-act] adjudicados a estos conceptos.
25. Es obvio que estos compromisos contaron con la aprobación estatal en Francia, dada la materia a transferir. La relación con la empresa fue fácil y fluida, tanto es así que hubo intentos de colaborar más estrechamente, incluso en otros motores.
26. El equipo estaba formado por Julián Castellanos, Jesús Hermida, Ricardo Atienza y Francisco Tapia. Parcialmente, en la segunda parte, asistiría Carlos Schüller.
27. Este término es un acrónimo derivado de la expresión «fin on cylinder» y que representa una forma tridimensional del grano.
28. Este sistema sería subcontratado por la SNPE a la SEP.
29. A la reunión asistieron Ricardo Dorado, Manuel Mulero, Julián Simón y Carlos Egea.
30. Fue frustrante el ver todo el paquete de datos encima de la mesa ya casi en nuestras manos y que de pronto apareciesen los motivos de seguridad. Esta era la primera vez que de forma palpable nos encontramos con este escollo, que sería un tema recurrente en todas las negociaciones con los fabricantes de EEUU. En líneas generales, para conceder un permiso de exportación de un material de este tipo (esto es, incluido en el MTCR), las autoridades norteamericanas solicitaban información previa a las entidades implicadas; finalmente, el Departamento de Estado era el que garantizaba la licencia y publicaba el documento con su aprobación.
31. Avanzaron oficiosamente que el precio de cada *Castor IVB* estaría entre 1 y 1,2 M\$, que al cambio de la época eran unos 128 Mpta [1,3 M€-act] y para el *Star*, 0,8 M\$, que correspondía a 85 MPta [0,85 M€-act].
32. El primero llevaría una carga de 180 kg a un apogeo de 800 km, y el último pondría 1800 kg en órbita a 450 km. Entre ambos había una gama intermedia.
33. A título de ejemplo, hay referencias en *ABC*, *Periódico de Cataluña* y *El País* en varias fechas en enero y febrero de 1993, y en *International Defense Review*, noviembre 1992, con una alusión directa al uso de su tecnología.
34. La destrucción de ese misil por España respondió a acuerdos políticos entre los gobiernos español, argentino y norteamericano, y obviamente queda fuera de nuestro marco cualquier comentario al respecto. Sin embargo, al hilo de lo que se decía en los medios, confirmamos que la cooperación tecnológica con EEUU en materia de cohería no era lo buena que debería ser. Elementos tan simples como un transmisor de telemetría para el INTA 100, el programa de cálculo aerodinámico *Zeus* o los datos del motor *Castor IVB* no recibían respuesta. La prensa indicaba que la colaboración española pretendía mejorar esa situación, lo que sucedió ciertamente a partir de 1993, con el cambio de presidencia norteamericana. Por otra parte, la visita de la delegación del Missile Technology Control Regime (MTCR), del que España era signataria desde 1989, a la base de Rota en enero de 1993 fue bastante sonada. Posteriormente, durante todo ese año, un reducido grupo de técnicos españoles tuvo que ir repetidamente a esa base, hasta cinco veces, para continuar con la ingrata tarea de destruir los elementos que llegaban desde Argentina. Pues bien, lo que se hacía y hasta lo que allí se opinaba saltaba misteriosamente a los medios, incluso a veces con cosas plausibles pero falsas. Conjeturamos que todo aquello tuvo una incidencia negativa en las autoridades de nuestro Ministerio de Defensa respecto al *Capricornio*. Hemos de constatar que España ni había obtenido ni obtuvo ningún beneficio técnico de esta operación, más bien gastos y sinsabores, al contrario que varios países europeos, y no europeos, que consiguieron pingües contratos para el desarrollo del misil, suministros de componentes o equipamiento.
35. Hay notas manuscritas de algunas reuniones de principios de octubre en las que se constata lo dicho.
36. Si bien las ideas sobre este vehículo se venían fraguando en el equipo de proyecto en los meses anteriores, los primeros datos precisos se fijaron en uno de los desplazamientos a Rota por los asuntos del *Cóndor*. Hay dos viajes en los que esto pudo suceder, uno a finales de septiembre y otro a primeros de octubre; en ambos viajaban Ricardo Dorado, Julián Simón y Carlos Egea. Además, entre los documentos existentes en los archivos hay un esquema delineado de ese mes donde se plasman los detalles del croquis que se presenta.
37. Las causas de los retrasos venían de las dificultades técnicas propias del desarrollo, los problemas industriales, la falta de personal, las trabas administrativas.
38. Se firmó el 12 de diciembre y los signatarios fueron: Jaime Barbeito Díez por Expal, Luis Sánchez Barbero por UEE, Enrique Sistach Roura por ENSB, Félix Montero López por CESA, Cristóbal Martín Rico por Ceselsa, José María Dorado Gutiérrez por INSA, y Enric Trillas Ruíz por INTA. A pesar de las buenas



intenciones este acuerdo no sirvió de mucho, pues el deseo de las empresas de conseguir facilidades en la contratación no se pudo cumplir por condicionantes administrativos. No obstante, se formaron dos comités, uno Ejecutivo y otro Técnico, que se reunirían con periodicidad facilitando las relaciones.

39. Motores segmentados son los bústeres del *Space Shuttle*, los del *Titan* y otros. En el diseño de la junta de unión se tomó como referencia el primero de los anteriores.

40. El equipo de diseño de los motores estuvo formado por Julián Castellanos Morón, José Hermida Quesada, Ricardo Atienza Pascual, Jesús Maellas Benito y Francisco Tapia Cuadrado.

41. La formulación se denominó CHPI/5, con un 68% de perclorato amónico, molido en forma trimodal, un 18% de aluminio esférico, un 13% de polibutadieno y un 1% de aditivos. Según la terminología, tenía un 86% de sólidos.

42. Los dos segmentos intermedios eran iguales. La masa de propulsante de cada uno de ellos era de 623, 590, 590 y 426 kg, considerados desde la cabeza a la tobera.

43. El acero *maraging* es una aleación de hierro que no contiene carbono, sino níquel, molibdeno, aluminio, cobre y titanio. Posee una resistencia superior sin perder la maleabilidad.

44. El mecanizado lo realizó la empresa Mecanizados Ginés en sus talleres de Miranda de Ebro y en Álava.

45. En una de las pruebas de presión hidráulica hubo una rotura del segmento superior a causa de la falta de los tratamientos térmicos a que hay que someter al acero *maraging* tras las fuertes deformaciones ocasionadas en las pruebas individuales previas de cada uno de los segmentos.

46. La empresa seleccionada para estas fabricaciones fue COECA.

47. Este es un cohete artillero tierra-tierra de 225 mm, desarrollado por el LQCA, para el que el INTA diseñó y suministró varias toberas.

48. A título de anécdota, por el mes de noviembre de 1994, fuimos un grupo del INTA y Expal a visitar la empresa británica. En su presentación, nos mostraron como productos fabricados con sus materiales, las toberas del INTA-300, hechas veinte años antes, y que tan bien conocíamos.

49. El trabajo se realizó en el Departamento de Materiales Compuestos, cuyo jefe era José María Pintado; intervinieron María Antonia de la Torre Lejarraga, Juan Antonio Calvo Fresno, Fernando Cabrerizo García y José Gabriel Carrión Martín.

50. Esta cámara se encuentra en poder de ICSA, hoy perteneciente al grupo Aernnova. Esta información, junto con toda la referente a los detalles de la fabricación, se la debemos a Anna Montuenga Sánchez, que fue la responsable del proceso de bobinado por parte de ENSB.

51. Devanar sobre los protectores térmicos era una operación difícil, por la adherencia de los pegamentos y el efecto posterior del curado en autoclave sobre aquellos.

52. Una diferencia importante entre el motor de acero y el de fibra es la rigidez de la cámara, más alta en el acero, lo que es beneficioso para el propulsante, el cual está más exigido en cuanto a las deformaciones con la fibra.

53. El cierre del antiguo Laboratorio de Cauchos obligó a que el Laboratorio de Propulsantes se responsabilizase de los ensayos de estos materiales.

54. La tecnología más avanzada es el material carbón-carbón, de la que solo disponen en nuestro entorno Francia y los EEUU. Dado que el *Argo* era un demostrador, se optó por el grafito, aun sabiendo de su peor comportamiento.

55. Hubo además, por esos años, una fuerte crisis en la producción de estas fibras, lo que llevaría, en la práctica, a que los grandes fabricantes de motores cohete acapararan la misma.

56. La ENSB era, como su nombre indica, una empresa estatal que pasó a manos privadas, en concreto a General Dynamics de EEUU.

57. Primeramente CESA lo contrató con Enosa, que, tras varios meses, renunció a su fabricación, por lo que pasó a GMV.

58. Esta foto proviene de los archivos de CESA. Agradecemos a Eduardo Chamorro González-Tablas el que nos la haya proporcionado.

59. Obviamente, es una estimación personal que hoy, a más de diez años vista, no parece descabellada.
60. Concretamente, como reductores de la resistencia aerodinámica en la munición de 155 mm, lo que se conoce como *base bleed*.
61. Las instalaciones se describen en el Capítulo 5, desde las primeras para el INTA-300 hasta las nuevas con el programa *Capricornio*. Además también se incluyen unas explicaciones referentes a los procesos de fabricación.
62. Los trabajos de desarrollo de los propulsores en el INTA recayeron principalmente sobre Carlos Schüller y José Luis de la Fuente.
63. Básicamente estas propiedades se definen como la resistencia y deformación a máxima carga y módulo al 2% de deformación, aunque se hacen determinaciones a diferentes temperaturas y velocidad de aplicación de la carga.
64. Acrónimo de «Security and Arming Unit».
65. La carga hueca está constituida por un explosivo configurado en forma de cono invertido recubierto con un metal que se convierte en un dardo por el efecto de la explosión, cuya velocidad es del orden de 7000 m/s y cuya temperatura es muy alta, capaz de perforar grandes espesores de metal. Estas cargas son la axilsimétrica y la diédrica es su equivalente plano.
66. Ambas terminarían fusionadas como Pyroalliance, con la que se contrataron posteriormente los sistemas correspondientes del vehículo *Capricornio*.
67. El equipo que lidió con este sistema estaba formado por Carlos Egea, Gonzalo Mosquera y Eugenio Vidal.
68. La responsabilidad de la aviónica estuvo a cargo del Departamento de Tecnologías Electrónicas en la División de Aviónica, con Jesús Pazos Peces, Javier Rodríguez Higuera, Víctor Timón Salinero y José Ángel López Arteaga. También la empresa *Ceselsa* presentó al INTA un estudio conceptual del sistema de aviónica, que fue realizado por Pedro Sanz-Aránguez a la sazón trabajando en esa compañía.
69. La señal se emitiría en banda mm por un transmisor de potencia con el fin de garantizar su recepción. El transmisor adquirido por el INTA tenía dos secciones con un total de una potencia de 700 W en onda continua. Iba acoplado a un radar en banda X, que se pensaba ubicar en el Centro de Lanzamiento de Canarias; finalmente terminó en El Arenosillo.
70. La fabricación de la circuitería, cajas, montaje y pruebas se llevó a cabo en el Laboratorio de Montajes Electrónicos de dicha división, a cuyo frente estaba José María Mi Cabezudo.
71. Sus autores fueron Jorge Rodríguez Vega y Pedro Pablo Cubels Calvo.
72. Recordamos que el INTA-300G iba dotado de un mecanismo de corte de combustión para lograr la velocidad necesaria con la precisión suficiente en el punto de impacto. En este caso no se busca un impacto, sino una velocidad precisa de inyección. Para ello, se precisaría un mecanismo similar el la última etapa; sin embargo, ese mecanismo de corte sería pesado y produciría efectos difíciles de compaginar con un satélite. Por tanto, se admite un cierto error en las condiciones de inyección. En vehículos mayores, la etapa final suele ser líquida, y el ajuste se consigue cortando la alimentación del oxidante y reductor cuando se llegue a la velocidad de inyección requerida.
73. Estos trabajos se llevaron a cabo en el Laboratorio de Guiado y Control, con José Luis Quesada Rodríguez, que era el jefe del laboratorio, junto con Fernando Sánchez Miró y José Ramón Martín Romero. El primero de estos dos últimos, realizó los estudios de los algoritmos y simulaciones *software*, y el segundo, la preparación para la simulación en el bucle (HWIL). También trabajaron Víctor Losada López y Luis Javier Izquierdo Vicente, aunque solo durante un corto período de tiempo.
74. A estas instalaciones se dedica una parte del Capítulo 5.
75. La empresa Sener había desarrollado una para la bomba guiada SBGL-1000, que se había ensayado con éxito en los prototipos de vuelo.
76. Se llevó a cabo en el Centro INTA de las Tecnologías de la Información aplicadas a los sistemas Aeroespaciales (CITIA), entonces dependiente del Departamento de Guiado y Control. El equipo estaba dirigido por José Luis Huertas Navarro con la asistencia de José María Gallego Sanz, Juan Carlos Gallego Ramos, José Manuel Pérez Lobato, José Emilio Rico Martínez, Jaime Toll del Cacho y Eva Martín Lobo.



77. El equipo estaba formado por Jesús Morote, Gabriel Liaño (Área de Estudios Aerodinámicos), y Dietmar Scholtz, Ángel Carpeño y Suthyvann Sor Mendi (Área de Ensayos Aerodinámicos).

78. En el Departamento de Estructuras y Mecanismos, Enrique de la Fuente Tremps y Tomás Muñoz Candell.

79. Estos elementos, y otros muchos de los aquí fotografiados, se encuentran almacenados en los sótanos del antiguo edificio de motores. Para su preparación hemos contado con la ayuda de Ángel Martínez Fernández y Francisco Vega Congosto..

80. El responsable de este sistema fue José Luis Rodríguez Ramos.

81. Citamos a Carlos Egea Moreno, Gonzalo Mosquera Vázquez, Fulgencio Gómez Bastida, Jorge Rodríguez Vega, Luis Rodríguez Martín, Elisa SUGRÁÑEZ Nevado, Pedro Pablo Cubels Calvo, José María Gragera Torres y Luis Dávila Ponce de León. El equipo de delineación estuvo formado por Miguel Ángel Torrente Zuazúa y José Antonio Palomo Blázquez.

82. En la actualidad ese regimiento tiene en dotación el *Hawk* y el *Patriot*.

83. El equipo dedicado a estas actividades estaba constituido por Francisco Moreno Martín, Agustín Rodríguez Lozano, Arturo Varela Fernández, Javier Mosquera Vázquez y Eugenio Vidal Cuesta.

84. Incluso se efectuó un ensayo de funcionamiento de los transpondedores aprovechando una experiencia con un globo lanzado en la campaña León-95 en el mes de noviembre de 1995. Aprovecharemos este hecho para decir unas palabras sobre estas campañas. En total hubo siete, desde 1992 hasta 1998, con más de cuarenta globos lanzados. Este programa lo realizaba la Oficina de Carga Útiles de la División de Ciencias del Espacio, siendo Dolores Sabau Graziati la directora de estas campañas. Para su ejecución se contaba con la colaboración del CNES francés y del Ejército del Aire, que prestaba su apoyo y la base Virgen del Camino en León en la que se preparaban y soltaban los globos, además de llevarse a cabo el seguimiento y control de las operaciones. Los globos se dividían en tres categorías: pequeños, medianos y grandes, y viajaban desde esa base hacia el este, siempre sobre territorio español, hasta que se les ordenaba el descenso; el tiempo de vuelo estaba entre 7 y 8 horas. Los vuelos estaban abiertos a experimentadores de todo el mundo, y en casi todas las campañas se reservaba uno de ellos para experimentadores españoles. Este fue el caso del globo en que se embarcaron los equipos del *Capricornio*. Para el seguimiento se desplazaron a León los equipos de seguimiento y teledirigido de El Arenosillo.

85. Pasar a vuelo con un solo ensayo en tierra no era común, pues habría sido más apropiado realizar dos o tres antes, pero ni las previsiones económicas ni las de calendario nos permitían ese camino.

86. El motor más grande ensayado hasta entonces en el INTA era el *Veleta*, con 727 kg de propulsante, que servía de referencia para los pronósticos del *Deneb*.

87. La de la Comunidad Autónoma de Madrid y la de la Guardia Civil.

88. La visita de los técnicos de la SNPE fue el 29 de abril de 1998. Hemos de agradecer a esta empresa y a su personal todo el trabajo que realizaron. La oferta de Thiokol llegaría en junio.

89. La orden de la dirección del INTA fue destruir el motor. Ciertamente ya para nada servía, pero el buen sentido del personal técnico prefirió ensayarlo para al menos obtener alguna experiencia, siempre buena incluso en los casos de fallo como este.

90. Italia iniciaba el programa *Vega*, que entonces preveían que pudiese una carga de 600 kg en órbita baja, con variantes como el *Vega K0* de aún menor capacidad. Para ello tenían en desarrollo el motor *Zefiro*, del que había varias variantes, pero cuyo modelo básico tenía una masa total de 18 900 kg con un empuje de 470 kN, un tiempo de combustión de 103 s y un diámetro de 2m.

91. En las primeras reuniones asistieron Ricardo Dorado, como Subdirector de Programas Aeronáuticos, Manuel Mulero, Julián Simón y Carlos Egea. El grupo de trabajo lo constituyeron los dos últimos junto con Gonzalo Mosquera.

92. G. Crosicchio y A. Cramarossa: «Vega: A New Low-Cost Approach For Lightsat Launcher», *46º IAF Symposium*; Oslo, October, 1995.

93. Incluso esta familia apareció en la prensa española (*El País*, 14 de junio de 1995).

94. Hubo un intento de acercamiento un año más tarde, en julio de 1996, con una visita a sus oficinas en Colleferro de Julián Simón y Carlos Egea. En ella manifestaron que seguían trabajando en el motor *Zefiro*, para el que ya tenían en curso instalaciones y equipos de fabricación. Su estrategia, aún

pendiente de aprobación por la ASI, se basaba en dos vehículos, uno para poner 350 kg a 700 km, y el segundo para 1000 kg a la misma órbita; incluso contemplaban su entrada en el que entonces se llamaba «Lanzadores Derivados del Ariane» (LDA), con un acuerdo con Francia. Como punto de lanzamiento pensaban reabrir la base de Malindi, en Kenia. No había sitio para el INTA.

95. Por parte del INTA asistieron Julián Simón y Carlos Egea.

96. En concreto, las cifras avanzadas eran de 1,5 M\$ frente a 1,2 M\$ de los anteriores.

97. En la primera tramitación se intentó prever esa contingencia, para lo que habría que aprovisionar unos fondos adicionales de unos 0,3 M\$, ya que la oferta en firme de Thiokol no justificaba esa cantidad; aunque no era mucho, no fue posible por motivos administrativos,. Es de notar que por la cuantía del contrato se precisaba su aprobación por la Secretaría de Estado de la Defensa, lo cual alargaba el proceso.

98. Por el INTA lo hizo José Rico Guayta, director en funciones. En el Salón de le Bourget de ese año Thiokol había hecho publico el compromiso.

99. Por el INTA suscribió el acuerdo Álvaro Giménez Cañete, como director.

100. Con una mezcladora de ese porte se habría estado en una posición productiva equivalente a la de Francia, con la SNPE, o Italia, con la BPD. La mezcladora llegó al INTA en 1999.

101. Aproximadamente eran 9,8 M\$, unos 1430 Mptas [13 M€-act].

102. La SNPE, como Pyromeca y otras empresas francesas, estaba representada en España por Europavia, con la que las relaciones siempre fueron cordiales. En estos contratos tuvo un papel importante José María Lahesa Lahoz.

103. Eran 20 955 FF más 3400 FF por un ensayo, que sumaban 24,36 MFF, unos 610 Mptas [5,3 M€-act], en el caso de contabilizar el segundo ensayo el total ascendería a 26,42 MFF, o sea, 662 Mptas [5,7 M€-act]. Para la carga de sucesivos motores el precio unitario se estimó en 79 Mptas [0,69 M€-act].

104. El Centre d'Achèvement et d'Essais des Propulseurs et Engins es una entidad estatal dependiente de la Direction Général d'Armement (DGA) en la que se realizan los ensayos de los motores cohete.

105. Eran 4800 M\$ que subirían hasta 5095 M\$ (764 Mptas [6,4 M€-act]) en agosto de 1997.

106. Hay cartas asegurando la existencia de ese mercado, incluso para el conjunto *Deneb-T/Mizar*, u otra alternativa con un equivalente de la serie *Star*. En una de ellas, de fecha ya muy posterior (noviembre de 1998), incluso se citan los motores a los que sustituiría y con los que tendría una compatibilidad con su sistema de tobera.

107. A título informativo, en el equipo de desarrollo la opinión no era unánime, con preferencias personales hacia una u otra opción.

108. En el mes de septiembre de 1997 hubo un cambio en la dirección del INTA, Emilio Varela Arroyo sustituyó a José Rico Guayta, que ejercía el cargo en funciones y desde el principio cuestionó el interés del programa.

109. Se tiene constatación cierta de que Thiokol intentó convencer a la dirección del INTA, a GECOIN y a otras autoridades del Ministerio de Defensa del interés de este programa, del que se derivaría un cohete que combinase el *Castor IVBK* y el *Deneb-T* y que serviría como misil blanco para las pruebas de los sistemas antimisil embarcados. Esto se ligaba a que las fragatas españolas estaban dotadas con el sistema de defensa *Aegis* de procedencia norteamericana.

110. Una gran parte de la información que sigue se ha tomado de documentación técnica fechada en septiembre de 1998, que puede considerarse como la última. No obstante, hay que hacer notar que en esta, el *Deneb-T* corresponde al anteproyecto realizado en el INTA, sobre el que se basó la propuesta por la SNPE. Por coherencia con las fuentes hemos mantenido los datos de esa documentación, aunque si el proyecto hubiera proseguido con la solución Thiokol la masa total se habría incrementado en unos 1000 kg.

111. Las cargas se activan en caso de destrucción, pero también lo habían de hacer una vez terminada la combustión y separada la etapa; para esta última acción iban dotadas de unos temporizadores independientes.

112. Esta empresa era el resultado de la fusión de Pyromeca y Pyrospace.



113. Recayó en el Área de Materiales Compuestos. Intervinieron María Antonia de la Torre, Fernando Cabrerizo y Malte Frövel.

114. Esta empresa era fabricante de parte de los sistemas del TVC del *Castor IVB*; en algunos documentos se precisaba aún más, indicando también la filial Power Generation and Management Systems (PGMS).

115. Fue primero en Phoenix como continuación de una reunión tenida con Thiokol en Utah en los días anteriores, con la asistencia por parte del INTA de Julián Simón y Carlos Egea y posteriormente en Madrid.

116. El estudio de mercado iba incluido en la presentación «Capricornio Proposal Review», hecha en Madrid el 15 de noviembre de 1996. Hubo otra posterior, en julio de 1997, también en Madrid, como «Capricornio Market Assessment».

117. En un informe, muy completo, realizado por el asesor jurídico del INTA, José Antonio Fernández-Tresguerres, en diciembre de ese año, se indicaba la viabilidad de un acuerdo de ese tipo, pero se advertía de que era preceptiva la autorización del Consejo de Ministros.

118. Como el proyecto *Bantam* de la NASA.

119. Esta pertenecía al Ministerio de Defensa y su principal misión era la negociación de las compensaciones industriales que se derivaban de los contratos suscritos por ese ministerio. Ya habían tenido alguna participación al tratar con Thiokol las compensaciones relativas a motores *Castor IVB*. A partir del primer trimestre de 1997, la gerencia tuvo un papel importante en las negociaciones con AlliedSignal y Thiokol, pero además también en el futuro del programa. Las personas que más colaboraron fueron Antonio Rodríguez e Isabel Fernández, el primero director de la Gerencia.

120. También en esa edición de la feria iba a firmarse el contrato para la adquisición del *Castor IVB* con Thiokol Corporation, lo que tampoco sería posible por problemas administrativos, pero sí se efectuó el anuncio de la colaboración.

121. Por parte del INTA sería Emilio Varela, director desde hacía pocos meses. Uno de los problemas que tuvo la relación con AlliedSignal radicó en que en menos de un año hubo tres cambios en la Dirección del INTA: Álvaro Giménez, José Rico, este en funciones, y Emilio Varela.

122. Por parte española asistieron Antonio Rodríguez e Isabel Fernández por Gecoin; por el INTA, Julián Simón, Carlos Egea, Gonzalo Mosquera, Luis Rodríguez y Fulgencio Gómez; por AlliedSignal, doce personas, dos de ellas vicepresidentes; y por Thiokol, dos representantes.

123. Contesa era la representante de Thiokol y AlliedSignal en España, en la persona de Juan Kindelán Everet, que jugó un papel importante en todo el proceso.

124. Poco tiempo antes se había lanzado el vehículo *Conestoga*, con actuaciones parecidas al *Capricornio*, que había fracasado. Con motivo del anuncio en el Salón de Le Bourget se acercaron, para ofrecernos servicios e incluso motores, representantes de Orbital Science Corporation, Pratt and Whitney y la dicha Conestoga.

125. Hay que reseñar también el documento *Spain and the International Space Small Launch Vehicle Market*, preparado por Contesa con la ayuda de Thiokol y AlliedSignal, con fecha de enero de 1999.

126. La carta estaba dirigida a Ricardo Dorado, entonces subdirector de Relaciones Institucionales, y venía firmada por el gobernador de ese estado norteamericano, ofreciendo apoyo institucional.

127. Las empresas fueron Euroconsulting y Orbital Science Corporation (OSC). También se utilizó el estudio *Microsatellites (50-500 kg). Market Assessment through 2007* contratado por Gecoin a Lockheed Martin. Además, hemos de mencionar que Gecoin gestionó con esta última empresa la visita al INTA de uno de sus altos ejecutivos para que realizase una evaluación global del estado del programa. Fue William Douglas Mellana, vicepresidente de Programas y Servicios de Lanzamiento, que estuvo en el INTA durante dos días del mes de abril, conociendo los trabajos y entrevistándose con diverso personal. Su informe, con la limitación de su corta estancia, señalaba la viabilidad técnica del programa y de las soluciones adoptadas y el buen hacer de los técnicos; no obstante, consideraba que en el proceso de desarrollo había riesgos y que para mitigarlos se necesitarían más ensayos en tierra y vuelo, lo que llevaría a más recursos.

128. En el acta del Consejo Rector del INTA, celebrado el 2 de diciembre, se anota: «El Sr. Director informa que dos estudios sobre el program a CAPRICORNIO realizados por las compañías LOCKHEED CORPORATION y ORBITAL SCIENCE CORPORATION coinciden en que: a) el proyecto no es viable comercialmente, b) para terminar el proyecto en su actual configuración se necesitan invertir entre 10 000 y 15 000 millones de pesetas más, c) el tiempo para terminar el proyecto es superior a diez años».

129. Esta acuarela ha salido de la mano de Modesto Quijada Magdaleno.

130. En el resumen de cuentas del INTA para el año 2000 (Resolución 360/38461/2001, de 31 de octubre de 2001), se dice que una vez renunciando al vehículo el programa se reorienta hacia tecnologías críticas. También hay que reseñar que los créditos iniciales no se corresponden con las disposiciones, ello debido a las modificaciones y trasposos entre proyectos. En concreto, entre 1991-1997 los primeros ascendían a 5540 Mpta, que se quedarían en 4687 Mpta como obligaciones reconocidas.

131. Existe un informe con un análisis pormenorizado de todos los expedientes desde 1991 hasta 1997, con una lista agregada para 1998. Para los años sucesivos y las cancelaciones se dispone de menos información, lo que hace que haya que considerar las cantidades mostradas como aproximadas. No obstante, el grueso del gasto está perfectamente detallado. En cuanto a los expedientes, denominados «pedidos» en términos coloquiales, hemos de decir que era la forma de trabajar de la Administración; cada uno implicaba un proceso con ofertas y aprobación contra el presupuesto tras un proceso de selección o concurso. En total, se han contabilizado más de mil expedientes. Para un cálculo exacto habría que analizar uno por uno todos ellos. Como indicación del grado de aproximación, los datos manejados por la contabilidad del INTA como obligaciones netas reconocidas para el período 1991/97 era de 4687 Mpta, frente a los 4887 Mpta de las cuentas internas. Sin embargo, las diferencias año a año eran mayores, lo que se debía a los retrasos en las entregas, que obligaban a pasar pagos al siguiente.

132. Como se trata de varios años, en las conversiones a €-act. hemos utilizado 9380 €/Mpta.

133. Este hecho daría lugar a que un buen número de las personas que entraban en este supuesto terminasen en su día demandando al INTA, al considerar que su puesto era estructural. Esto no solo ocurrió con el programa *Capricornio* sino también con otros. La mayor parte ganaron sus demandas.

134. Se ha considerado como criterio los contratos superiores a 50 Mpta. Las empresas eran: CESA, Coeca, ENSB, Expal y UEE como españolas e IKA, Lockheed, Pyromeca, Sagem, SNPE, TADA y Thiokol como extranjeras.

135. Hubo conversaciones informales con personal del CNES francés sobre esta posibilidad, en la que estos manifestaron que Kourou era el centro europeo por excelencia y que tenía muchas ventajas sobre cualquier otro nuevo, lo cual era evidentemente cierto.

136. La Fig. 4.35 nos da una idea de lo expuesto.

137. En 1964, cuando se buscaba un emplazamiento para el campo de lanzamiento de cohetes de sondeo, se seleccionó cabo Ortegal como uno de los tres posibles, aunque al final se optaría por El Arenosillo (sobre esta materia se habla en el Capítulo 5). Desde cabo Ortegal no se pueden conseguir órbitas polares, ya que su meridiano cruza por el centro de Irlanda, y para lanzamientos hacia el oeste se estaría en una condición parecida, aunque algo peor, que la de Gran Canaria. Sin embargo, los problemas encontrados para este punto, en 1964, eran más agudos en 1992.

138. El director de este centro era Julio Melián Pérez-Marín, persona muy integrada en las instituciones de la isla y siempre fue el portavoz de todas las inquietudes.

139. Mencionamos a Juan Rivera Rodríguez, coronel del Ejército del Aire, destinado en el INTA, cuya labor de coordinación fue de gran ayuda en este tema.

140. Primero se denominaron LLV-1 o LMLV-1, por Lockheed Launch Vehicle o Lockheed Martin Launch Vehicle, respectivamente, que posteriormente cambiarían a *Athena-1*.

141. Por parte del gobierno de Canarias lo hizo su presidente, Manuel Hermoso Rojas, y por parte del INTA su director, Enric Trillas Ruiz. La fecha concreta fue el 19 de julio de 1993.

142. Intervinieron en estos estudios, Francisco Moreno, Agustín Rodríguez y Javier Mosquera.

143. El título era *Canary Island Launch Facility (CILF). Phase I, Feasibility Study*.

144. Como presidente continuaba Manuel Hermoso y por el INTA, Álvaro Giménez Cañete, recién nombrado director; al primero le acompañaba José Miguel González, que había sido consejero de Economía y Hacienda, y al segundo, Ricardo Dorado, como secretario general del INTA, con Julián Simón y Francisco Moreno. El presidente canario designaría a José Miguel González como portavoz suyo.

145. *Impacto Socioeconómico del Centro de Lanzamiento Espacial (CLE)*.



146. Pedro Morenés Eulate y Álvaro Giménez Cañete, respectivamente.

147. El documento que mejor refleja la posición de la población es el informe preparado por el presidente del Cabildo Insular de El Hierro, Tomás Padrón Hernández, y remitido al diputado en el Congreso, Alfonso Soriano y Benítez de Lugo, el 22 de octubre de 1997, quien a su vez lo enviaría al Secretario de Estado de la Defensa, Pedro Morenés Eulate.

148. El informe se tradujo y se expuso públicamente en varios puntos de la isla para consulta.

149. Fue promovido por Eligio Hernández y Manuel Fernández, ambos diputados autonómicos por el PSOE y el PP, respectivamente, además herreños y claramente favorables al proyecto; por el INTA, asistieron Julián Simón Calero y Francisco Moreno Martín.

150. La mayor parte de las preguntas fue para los políticos. Hubo incluso alusiones a una supuesta base de la OTAN y al empleo del Minisat, recién lanzado, como satélite de observación militar. En el informe que prepararon al respecto los representantes del INTA, estos mostraban claramente su pesimismo sobre la evolución de la situación.

151. Hubo hasta un programa en TV2, con difusión nacional, en el que se presentaron las opiniones de numerosas personas de la isla y solo de forma muy breve la del representante del INTA.

152. Se celebró en los locales de Caja Canarias, introducido por Juan Carlos Castilla, moderado por Tomás de Azcárate y con la participación de Tomás Padrón, Francisco Moreno y José María de Pablos.

153. Quien lo desee puede hacer uso de las hemerotecas al respecto.

154. Una se refería a la Zona Especial de Protección de Aves (ZEPA) de la isla.

155. En el mes de agosto la Comisión procedió al nombramiento de una ponencia formada por cuatro personas.

156. A la primera asistió don José Rico Guayta, director general en funciones, acompañado de Julián Simón y Francisco Moreno; en la segunda comparecencia concurrieron los dos últimos junto con Francisco Caballero Requena y Rafael Fernández Lizán.

157. La lista de comparecientes en orden cronológico es: José Rico Guayta, Julián Simón Calero, Francisco Moreno Martín, Francisco Sánchez Martínez, Antonio Lecuona Ribot, Miguel Ángel Gómez Tierno, Matías López Rodríguez, Ángel Luque Escalona, Rosendo Reboso Barroso, José María Dorado Gutiérrez, Manuel Burgos Cruzado, Francisco López Carmona, Miguel Ángel López Tierno (2ª vez), Julio Monreal Hajar, Felipe Serna Arenas, Vicente Gómez Domínguez, Juan Antonio Afonso Moseque, Francisco Caballero Requena, Rafael Fernández Lizán, Julián Simón Calero (2ª vez), Francisco Moreno Martín (2ª vez), Carmen Díaz Fernández, Carlos Castilla Gutiérrez, Alberto Brito Hernández, Antonio Machado Carrillo, Federico Aguilera Klink, José María García de Pablos, Tomás Padrón Hernández, Agustín Padrón Benítez, Jorge Benítez Méndez, José Ramón Febles Abreu y Luciano Eutimio Armas Morales.

158. Como «Proposición No de Ley» presentada y aprobada en la Sesión Plenaria nº 41, de 20 de mayo de 1998. Publicada, junto con toda la documentación de la Comisión, en el *Boletín Oficial del Parlamento de Canarias*, de 28 de mayo de 1998.

159. Ni es este el lugar adecuado para analizar el comportamiento sociológico de la población, ni el de las «fuerzas vivas» que intervinieron en ese proceso, pero es fácil conjeturar la eterna pugna entre los intereses políticos diversos y los económicos. Un mundo en el que los técnicos casi siempre nos movemos muy mal, y en el que nuestras ideas chocan, se diluyen o se manipulan en un juego que no siempre es el nuestro.

160. El equipo de telecomando consiste básicamente en un transmisor de gran potencia (500-1000 W), cuyo fin es enviar la orden de destrucción al vehículo en caso de que su vuelo sea anómalo.

161. En la actualidad, el radar y el sistema de telecomando se encuentran operativos en El Arenosillo.

162. El citado faro indicó la posición del denominado primer meridiano, que sirvió de origen para la medida de la longitud geográfica hasta mediados del siglo XVIII.

163. La situación coincide con el documento presentado al Parlamento de Canarias.

164. Estos fondos fueron solicitados por el INTA, considerando que Canarias estaba incluida en el Objetivo 2 y que el Centro proporcionaría un total de 30 puestos de trabajo permanentes en El Hierro.

165. La conferencia estaba organizada por el Colegio Oficial de Ingenieros Aeronáuticos de España en Madrid en el mes de febrero. Los autores eran Julián Simón y Carlos Egea.

166. Celebrado en Valencia en el mes de octubre.

167. En el Vol. 60, No. 10, October 2007.

168. El programa lo gestionó el departamento de Radiofrecuencia y Tecnologías Electrónicas, del que era director Eduardo Mezquida Gómez, y por parte de la UPM, Ángel Mateo Palacios.



Las instalaciones



Las instalaciones son el segundo componente de los medios necesarios para el desarrollo de los cohetes, y en general de cualquiera otra tecnología. El otro es, obviamente, el conocimiento; uno y otro están claramente interconectados y marchan en paralelo. Ambos tienen un ciclo de vida similar: se inician, evolucionan y al final quedan obsoletos. Sin embargo, las instalaciones, o al menos una parte de ellas, pueden sufrir grandes transformaciones y terminar sirviendo a tecnologías diferentes.

Las instalaciones en la cohetería, y también de forma similar a las de otras ramas de la técnica, constan de tres elementos básicos: las infraestructuras, los medios electromecánicos y los informáticos. Las primeras suelen tener una vida de varias decenas de años, el medio siglo sería una medida adecuada; siempre son susceptibles de modernizaciones, pero el hormigón y el ladrillo duran casi eternamente. Son habituales los cambios de uso, con reformas sucesivas, aunque en este camino se vaya acrecentando poco a poco el aire de solemnidad, o vetustez, no siempre peyorativo, frente a otras construcciones más modernas. Los elementos electromecánicos también tienen una duración que se cifra en decenas de años, en particular los elementos más mecánicos. Siempre precisan de un buen mantenimiento, y si bien son igualmente mejorables y modificables, no son tan fáciles de reconvertir para otros propósitos diferentes de aquellos para los que se concibieron. El tercero de los elementos citados, los medios informáticos, tienen una vida cifrable solo en años y en algunos aspectos se han de estar actualizando continuamente.

En el INTA, ciñéndonos a la cohetería, hay ejemplos abundantes de todo esto. Las infraestructuras creadas a finales de los años sesenta siguen en pie, algunas con muy pocas alteraciones, algunas reconvertidas de una tecnología de llenado de motores cohete a otra, y también las hay con sustanciales mejoras y ampliaciones. Todo ello lo veremos en este capítulo. De los componentes mecánicos también hay muestras; algunas máquinas de llenado quedaron obsoletas, dignas de un museo, y las de ensayos de guiado funcionan mejoradas con mayor capacidad que cuando se instalaron. De la parte informática no hablamos por su evidencia; casi nada queda de los primeros tiempos, ni incluso de hace diez años.

Después de esta pequeña introducción, volvemos a recordar que los planes de la Conie respecto a los cohetes tenían como objetivo no solo la adquisición de las capacidades de fabricación de los componentes del INTA-300, sino también las de diseño y desarrollo de nuevos vehículos y motores. Ello implicaba, necesariamente, disponer de un conjunto de instalaciones tales como laboratorios, plantas de producción, bancos de ensayo, etc., así como de un plan industrial.

En aquellos años, mediados de la década de los sesenta, el INTA solo disponía de un pequeño banco de ensayos estático, que se había utilizado en los motores de la serie S, una galería de tiro, cuyo uso estaba ya muy restringido por condiciones de seguridad y poco más, todo ello ubicado en lo que era la Sección de Armamento Aeronáutico. En otros departamentos del Instituto existían instalaciones de ensayo de carácter general del tipo físico-químico, pero no específicas para cohetes y propulsores. De estos, solo se habían desarrollado los de doble base extruida por la industria, en particular la UEE, y en menor grado el Cetme. Con las nuevas perspectivas era, por tanto, absolutamente necesario llevar a cabo un amplio programa de instalaciones, lo cual implicaba preparación de infraestructuras, adquisición de equipos, montajes y puesta a punto, asistencia técnica especializada y formación de personal.

De forma genérica, las instalaciones específicas para el desarrollo de cohetes se pueden dividir en tres apartados. El primero se refiere a su operación y experimentación, básicamente los campos de ensayo; el segundo, a la propulsión, tanto la fabricación como ensayo de los motores; y el tercero, al guiado y control. Cada uno de estos grupos se acometería separadamente en fases sucesivas.

Todos los equipos y máquinas establecidas, una vez cumplidos sus objetivos iniciales, han continuado evolucionando prácticamente hasta la actualidad, según las necesidades de cada una y en particular junto con las propias del INTA. Las correspondientes a la propulsión se mantuvieron con pocos cambios hasta la aparición del programa *Capricornio*, cuando una parte se amplió, complementó y modernizó y otra se reconvirtió. Las de guiado y control también se actualizaron, protagonizando un papel básico en los desarrollos de armamento guiado promovidos por el Ejército del Aire.

LOS CAMPOS DE LANZAMIENTO. LOS REQUISITOS EN SU INICIO

Los campos de lanzamiento constituyen la instalación última en cualquier desarrollo de cohetes. Obviamente, sus estructuras y capacidades dependen de los elementos a ensayar, aunque siempre hay un conjunto de sistemas y equipos comunes. En nuestro caso, el objetivo primordial estaba localizado en los cohetes de sondeo¹, lo cual exigía un emplazamiento costero, que terminó en El Arenosillo, cuya historia queda reflejada en profundidad en el libro *De El Arenosillo al CEDEA*². Sin embargo, queremos presentar aquí los requisitos que los cohetes de sondeo imponían al campo y cómo influyeron en los estadios iniciales de su establecimiento en España.

Indudablemente, en aquella época, podría haberse planteado el realizar solamente el campo de lanzamiento y utilizarlo con cohetes extranjeros (como es el caso sueco de Kiruna gestionado por Suecia/ESA), o realizar solo las cargas experimentales y lanzarlas en campos extranjeros (como puede ser el proceder de Alemania). Sin embargo se consideró que, al igual que en un portaaviones es tan importante poseer el barco como los aviones si se desea una continuidad en la operación, aquí se precisaban también ambas cosas si se pretendía una continuidad de desarrollos y experiencias. Por esta razón, el Plan Tecnológico de la Conie de 1964 incluía la realización de tres desarrollos esenciales: un campo de lanzamiento, un cohete de sondeo y un satélite. Los tres se consiguieron, y lo que fue el Campo de El Arenosillo ha continuado hasta la actualidad convertido en el Cedeja, que se ha extendido a la experimentación militar.

Los posibles emplazamientos y requisitos iniciales

La selección del emplazamiento para el Campo de Lanzamiento se realizó de 1964 a 1966, en paralelo con el comienzo del Plan de Experiencias Científicas y los estudios para el desarrollo nacional de cohetes de sondeo³. Por tanto al principio, y hasta bien entrado ese período, no se disponía de requisitos claros que permitiesen decidir la elección del emplazamiento. Así, basándose casi exclusivamente en condiciones muy generales de seguridad interior; zonas poco pobladas o despobladas al menos en un radio de 1,5-3 km, y exterior; lanzamientos al mar, como área básicamente sin población, y que además admite normalmente el previsible crecimiento del tamaño de los cohetes, se estudiaron tres lugares genéricos: Cabo Ortegal, en La Coruña, Playa de Castilla, en Huelva y Cabo de Gata, en Almería. Los tres se muestran en la Fig. 5.1, en la que también se señalan las amplitudes de las zonas marinas donde podrían impactar los cohetes. Al poco de avanzarse en los análisis de dispersión en el impacto de estos vehículos no guiados se desechó el Cabo de Gata, principalmente por su relativamente pequeña amplitud de la zona de caída, que podía limitar el uso de futuros cohetes mayores, por la escasa seguridad que ofrecía la cercanía de Argelia y además por la comparativamente alta densidad de la navegación marítima.

Sin embargo, existió una discusión más intensa sobre la elección entre los otros dos lugares, en la cual las condiciones político-económicas se enfrentaban a veces con los requisitos técnicos, imponiéndose finalmente estos últimos como era de esperar. Repasaremos esa «discusión» conforme examinamos las condiciones que los cohetes de sondeo imponen al campo y a sus equipos. Estas condiciones están incluidas en los siguientes grupos: a) Situación general; b) Zona de impacto; c) Equipos de lanzamiento; d) Equipos de seguimiento; e) Telemedida; f) Servicios de apoyo.

Situación general

Las funciones básicas del campo son el lanzamiento, seguimiento y recogida de datos, que necesitan a su vez un soporte de medidas meteorológicas, almacenaje y transporte de explosivos, montaje de cargas útiles y cohetes e instalaciones de atención al personal.

Para ello se precisa, en primer lugar, la superficie específica que requieran los equipos y su manejo, pero también se debe atender a las condiciones de seguridad de los explosivos, lo que puede llevar a unas dimensiones del orden de 2 km de radio de zona despoblada para el área reservada al campo. Adicionalmente, podrían disponerse instalaciones puntuales fuera del campo, como los equipos de seguimiento óptico, que pueden requerir mayores distancias. Fuera de esa zona debe existir un nivel bajo de población, aunque con comunicaciones adecuadas hacia al resto del territorio nacional. En las Fig. 5.2, 5.3 y 5.4 se presentan los mapas de los tres posibles emplazamientos, que muestran las condiciones orográficas, de densidad de población, de carreteras, etc., en la época en que se analizaron, los años 60.

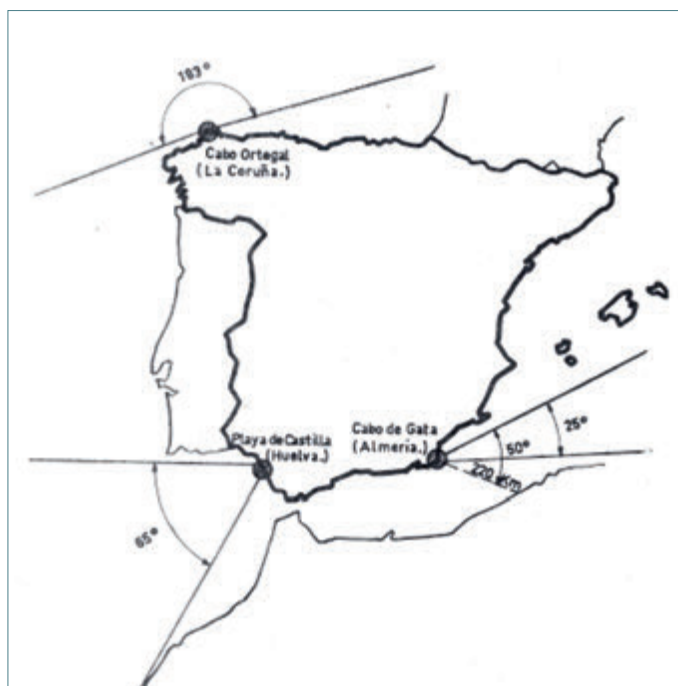


Fig. 5.1. Los tres posibles emplazamientos estudiados para un campo de lanzamiento en España. ■



Fig. 5.2. Cabo de Gata, Almería. ■



Fig. 5.3. Cabo Ortegal, La Coruña. ■



Fig. 5.4. Playa de Castilla, Huelva. ■

Las características orográficas en sí no tienen por qué afectar a las funciones del campo si no son exageradamente abruptas. Un nivel irregular puede incluso proporcionar una mayor facilidad para las instalaciones ópticas al disponer de puntos elevados que faciliten su misión. Sin embargo, la orografía influirá de forma importante en los costes de infraestructura y también, en muchos casos, en las condiciones meteorológicas que suelen acompañarla, especialmente los vientos, y que son negativas para la aplicación que se está tratando.

La zona de caída es uno de los principales condicionantes para la situación del campo. Como veremos más adelante, las dimensiones del área despoblada requerida son tales que no las encontramos en el interior de España, por lo que una situación en la costa se hace obligatoria con impactos en el mar. Pero además, en esa zona el tráfico naval no debe ser tan denso que prohíba el lanzamiento con una frecuencia inaceptable. Internacionalmente se acepta el que se pueda lanzar si no existe ningún barco en la zona designada de caída, tal que la probabilidad de recibir el impacto del cohete sea mayor de 10^{-5} , y eso después de haber comunicado oficialmente la zona en cuestión y el período de lanzamientos⁴.

La localización en el Cabo de Gata cumplía de una manera bastante restringida las condiciones impuestas para la zona de caída, pues se limitaba el tamaño de los cohetes y los tiempos con posibilidad de lanzamiento. Fue esencialmente por esto, y por la relativa proximidad de Argelia, por lo que se abandonaría. La elección entre las otras dos localizaciones exigiría análisis mas elaborados.

Las condiciones meteorológicas eran también determinantes. Las temperaturas extremas, mínimas o máximas, que podrían tener una influencia muy importante en otros países, no imponían restricciones serias en ningún punto de España.

La carencia de horas de cielo limpio tiene importancia, sobre todo, para los equipos ópticos. Para un funcionamiento suficientemente continuo a lo largo del año se requieren del orden de 2000 h anuales. En este aspecto el Cabo Ortegal tenía un nivel de insolación aceptable, aunque lógicamente menor que el existente en El Arenosillo, pero eso no constituía una deficiencia suficiente para decidir su eliminación.

Tampoco la lluvia, naturalmente más abundante en Cabo Ortegal que en El Arenosillo, sería un elemento decisivo en contra, aunque colaboró de forma negativa.

Una condición importante es que no exista contaminación electromagnética en la zona, pues podría afectar al funcionamiento de los equipos. Normalmente, no existirá esa contaminación inicialmente en las zonas aisladas que usualmente se elijen para los campos de lanzamiento; sin embargo, en el desarrollo del propio campo se puede originar una autocontami-

nación con sus radares, transmisores, etc., y deberán tomarse las medidas de protección o correctoras apropiadas. Más adelante, en este Apartado, se comentarán las medidas que inicialmente se tomaban en El Arenosillo para prever el peligro del posible alto campo radioeléctrico en la rampa de lanzamiento. Naturalmente, no fueron estos los problemas que inicialmente incidieron en el rechazo o aceptación de ninguna de las tres zonas en estudio. Sin embargo, es de interés mencionar que en Cabo Ortegal la gente de mar hablaba de alteraciones en las brújulas de los barcos cuando pasaban por las cercanías, e incluso existían informes⁵ sobre unas prospecciones mineras de cromo y níquel en la zona en 1943, donde se indica que se apreciaban ciertas anomalías magnéticas en la componente vertical. No se profundizó en el estudio de este fenómeno de contaminación magnética natural, pues la decisión de abandono del Cabo Ortegal se tomaría ya en función de otros condicionantes.

Verdaderamente fueron los vientos los que finalmente hicieron que El Arenosillo prevaleciese a pesar de las ventajas político-económicas que parecía poseer el Cabo Ortegal como veremos. En este se presentaban alturas del terreno de cientos de metros prácticamente al borde del mar, y la intensidad de los vientos y su variabilidad imposibilitaban efectuar campañas de forma suficientemente continua, aparte de reducir de una forma drástica las actuaciones permitidas a los cohetes. Un análisis más detallado de este problema se realizará posteriormente al tratar los lanzamientos.

Indudablemente el coste elevado de la infraestructura, en una relación de 7 a 3, comparado con El Arenosillo, fue otro factor importante en la decisión.

Políticamente la proximidad de los puntos de caída a un país vecino puede convertirse o bien en un punto de fricción o, por el contrario, en una colaboración mutua. Algún roce, aunque no de alta intensidad, ha surgido por motivo del campo de Kiruna (que verdaderamente no es muy grande), entre noruegos y finlandeses (que se quejaban de recibir cohetes) con los suecos que los disparaban. Algo similar habría ocurrido con seguridad entre Argelia y España si se hubiese utilizado el Cabo de Gata. Sin embargo, la proximidad con Francia se presentaría como un posible apoyo a los desarrollos de cohetes de ambos países, aunque por circunstancias de carácter técnico no llegara a materializarse en esta ocasión.

Francia experimentaba los misiles de su *Force de Frappe* lanzándolos hacia el Oeste, en dirección paralela a la costa norte de España, y sus impactos tenían lugar a pocos cientos de kilómetros de Cabo Ortegal. Se mantuvieron conversaciones⁶ entre ambos países en el sentido de que si España instalaba una base de lanzamientos en el Cabo Ortegal, Francia aportaría los equipos de vigilancia y seguimiento que se utilizarían conjuntamente, tanto por España para seguir sus cohetes de sondeo, como por la Marina francesa para sus misiles.

Hubo numerosos y estrechos contactos en los que los españoles visitaron el Ministerio de Defensa, en París, y la «Ile du Levant»⁷, situada frente al litoral francés de Marsella donde la Marina francesa tenía instalado un campo de tiro; los franceses por su parte lo hicieron al INTA y al Cabo Ortegal. Como consecuencia, el INTA realizaría un anteproyecto de la infraestructura y una primera distribución de las instalaciones, tal como se muestra en la Fig. 5.5⁸.

El equipo que cedería Francia era muy importante: un radar de vigilancia, un radar de seguimiento principal (*Bearn*) y un radar de seguimiento secundario (*Cotal LV*), cuatro cineteodolitos Contraves, un telescopio Igor y un equipo de telemedida. A pesar de ello, después de analizarse las características meteorológicas (vientos principalmente)⁹ y topográficas (coste y mantenimiento de infraestructuras), y en contra de las excelentes relaciones profesionales que se estaban creando, hubo que renunciar a esta solución, prácticamente en diciembre de 1965, para centrarse en la opción en el sur de España¹⁰.

En esas circunstancias, el INTA dirigió sus miras hacia el posible emplazamiento en la Playa de Castilla, Huelva, en donde ya se había hecho una prospección, en noviembre de 1965, enviando personal a «explorar» el terreno *in situ*¹¹.

Se volvió con dos opciones: la zona de El Asperillo y la del arroyo El Arenosillo. La primera tenía como posible ventaja que al contar con dunas elevadas disponía de una visibilidad más extensa sobre el mar. Para la segunda eran su menor coste de infraestructura (terreno llano aunque elevado sobre el mar), su menor distancia a Huelva y, algo muy importante en aquel momento, un cuartel rural de la Guardia Civil que podía efectuar, en los primeros momentos, una labor de vigilancia excelente hasta que el campo estuviese firmemente instalado.



Fig. 5.5. Proyecto de distribución de las instalaciones en Cabo Ortegal. ■

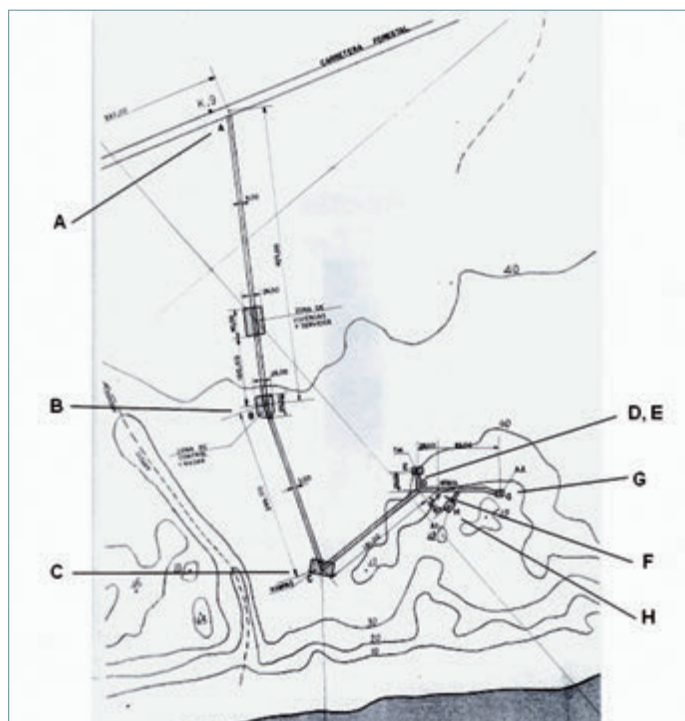
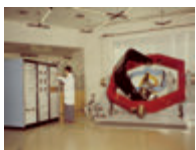


Fig. 5.6. Primer diseño conceptual de El Arenosillo. ■

para alturas de 300 km o superiores. Puesto que los lanzamientos se realizan normalmente con ángulos nominales de 85°, sus alcances varían desde 30 a 120 km, según el apogeo. Como regla general estos son algo superiores a 1/3 del apogeo.

A esos alcances nominales hay que sumarles el círculo de dispersión propia de un vehículo no guiado, que suele estar, para los de tipo medio, en el orden de 30-50 km de radio, suponiendo que se disponen los medios adecuados para su lanzamiento y se han introducido los refinamientos posibles en el diseño del vehículo para disminuirlo¹⁴.

Es claro que para conseguir unas zonas deshabitadas tan extensas se debe acudir a emplazamientos costeros. En la Fig. 5.7 se muestra la zona de impacto para algunos de los cohetes de sondeo lanzados desde El Arenosillo a mediados de los 70.

En la figura se observa la pequeña zona (unida a las rampas) que se definió para los primeros pequeños cohetes meteorológicos. Se aprecia cómo la situación del campo permitió la extensión de esa área de caída para cohetes muy superiores.

Equipos de lanzamiento

Incluimos aquí los siguientes: lanzador, transporte al lanzador, y medidas de vientos y de temperaturas.

Lanzador

Los lanzadores son normalmente de uno de estos tipos:

- 1º Viga rígida con pletina gruesa adosada que actúa como rail sobre el que resbalan los pies de lanzamiento del cohete. Esta viga se apoya sobre un soporte rígido y resistente, motorizado, que la hace desplazar en acimut (0-180°) y elevación (0-90°), con precisión ($\pm 10'$) suficiente para alcanzar la posición deseada de disparo.

Adicionalmente, tampoco faltaron las ayudas «políticas» para este segundo campo. En paralelo con los análisis de Cabo Ortegal, se habían mantenido relaciones con la NASA sobre instalaciones de campos de lanzamiento, visitando su base de Wallops Island, en Virginia, llegándose a un acuerdo¹² por el que la NASA cedía dos radares de seguimiento automático MPS-19, el equipo de telemetría y el entrenamiento del personal para la operación de los cohetes *Judi* y *Loki*. Asimismo, el Reino Unido, a través de la empresa BAJ, colaboró en el equipamiento para sus cohetes *Skua* y *Petre*¹³.

En la Fig. 5.6 se presenta el primer dibujo conceptual, que podríamos llamar oficial, del Campo de El Arenosillo, a primeros de 1966, en el que se indican las áreas básicas: A) acceso y servicios; B) seguimiento (radares), cálculo y telemedida; C) área de rampas; D-E) taller de montaje de cohetes; F) punto elevado de observación; y G-H) almacenes de explosivos. Esa distribución, que fue la que se estableció inicialmente, se mantuvo durante mucho tiempo.

La zona de impacto

Los cohetes de sondeo se lanzan con un ángulo de elevación próximo a la vertical, alcanzando alturas de 60 a 80 km los llamados «meteorológicos» para estudio de la mesosfera, siguiendo con los «ionosféricos» de tipo medio para estudiar las capas D y E (hasta 150 km) y continuando con los grandes para estudio de la capa F

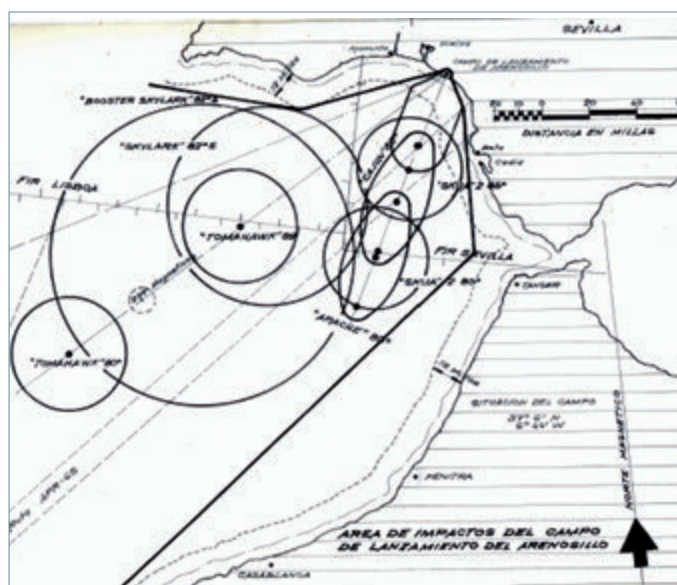


Fig. 5.7. Área de impactos de distintos tipos de cohetes de sondeo en El Arenosillo. ■



Fig. 5.8. Lanzador MAN. ■



Fig. 5.9. Lanzador tubular móvil del Skua (BAJ) con el cohete en proceso carga. ■

El cohete se sitúa en el raíl, normalmente en el Taller de Montaje, y desde allí se transporta hasta el soporte de rampa, al que se sujeta el conjunto raíl más cohete. En la Fig. 5.8 se presenta el lanzador MAN, de la Maschinenfabrik-Ausborg-Nürnberg de 12 m de longitud, con el que se lanzaron distintos tipos de cohetes, en El Arenosillo y otros campos, como los *Skylark*, *Centaure*, *Nike-Cajun*, *INTA-300*, etc., y que era fácilmente desmontable y transportable.

2º Tubo de acero. Se emplea mucho para cohetes pequeños, que por su menor envergadura permiten ser lanzados por el interior de tubos de pequeño diámetro. Ejemplos de estos cohetes lanzados desde El Arenosillo son los *Skua*, *Petrel*, *Judi*, *Loki* y *Super Loki* que se cargan en la misma rampa introduciéndolos en el interior del tubo, bien por la parte frontal o trasera. Aunque no se llegó a utilizar en El Arenosillo, en la Fig. 5.9 se muestra por su interés técnico un lanzador móvil del *Skua* de BAJ¹⁵.

En el Campo se empleó el lanzador fijo del *Skua*, muy similar al del *Petrel* que se presenta en el Capítulo 2, en su conversión para el *INTA-255*. Para ello se utilizó su tubo como viga soporte del raíl de lanzamiento de este cohete.

Las exigencias de lanzamiento principales que afectan al lanzador son:

- a) Precisión en la dirección de la salida.
- b) Velocidad angular de salida mínima.
- a) Longitud reducida sin introducir dispersión.

Pasemos a examinarlas:

La precisión geométrica longitudinal de los elementos rígidos y móviles del lanzador, tubo o viga, aunque exigente, se alcanza sin dificultades insalvables (alrededor de 10' de error máximo según el cohete).

También un lanzador normal de raíl puede hacerse suficientemente rígido y preciso para que el vehículo lo abandone con una velocidad angular de picado inducida suficientemente pequeña (normalmente bastará con unos máximos en la ondulación del raíl inferiores a 1 mm por metro). Sin embargo, en un lanzador tubular, al no existir raíl, el cohete carece de soporte lateral y las velocidades angulares de picado y guiñada que resultarían dentro del tubo deben minimizarse por otros medios. Para eso se utilizan o bien raíles interiores donde apoyan y deslizan las aletas, como en el *Judi*, *Loki*, *Super Loki* y otros (Fig. 5.10), o bien mediante una pieza cilíndrica (*sabot*) semiflexible que rodea al vehículo en su parte superior y se adapta a la pared interior del tubo, manteniendo la dirección de lanzamiento de cohete. Esta segunda solución es la de los lanzadores de los *Skua* y *Petrel* de la firma BAJ (Fig. 5.11). El *sabot* cumple su misión durante unos instantes después de la combustión y es expulsado, saliendo por delante del cohete, por la presión de los propios gases¹⁶.

La tercera exigencia «longitud reducida sin incrementar dispersión» precisa una aclaración más elaborada.

Como ya se vio en el Anexo A.2.3 del Capítulo 2, una de las mayores contribuciones a la dispersión del cohete es la del viento en la zona más baja del vuelo. Cuanto menor sea la velocidad de salida del lanzador y mayor la del viento, más alta será la variación causada a la trayec-



Fig. 5.10. Raíles helicoidales en el interior del lanzador del *Super Loki*. ■

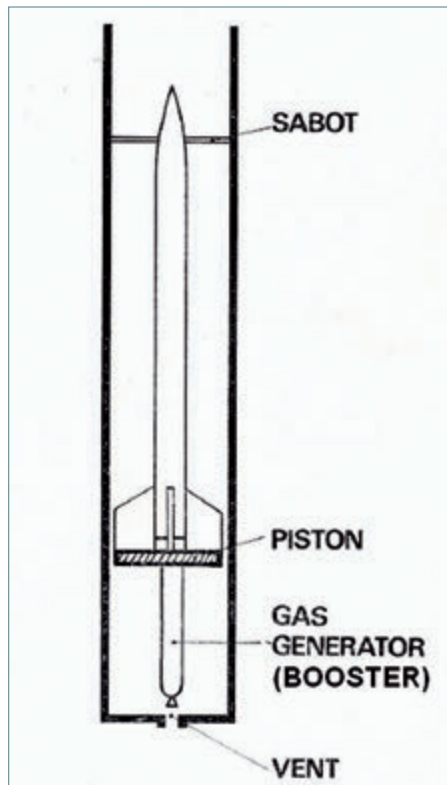


Fig. 5.11. Concepto del *sabot* del *Skua*. ■



Fig. 5.12. Torre en Kiruna para lanzamiento del *Skylark*. ■

toria. Vimos que se realizaban medidas de los vientos antes del lanzamiento y, de acuerdo con ellas, se efectuaban correcciones sobre el ángulo de la dirección nominal del lanzamiento para compensar esa dispersión, quedando siempre un remanente aleatorio, equivalente al que causaría un viento paralelo a tierra, constante con la altura y cuya intensidad viene definida por el valor de la desviación estándar,

σ , o de probabilidad de ocurrencia $\approx 33\%$. Normalmente se toma $\sigma = 1\text{ m/s}$, dependiendo este valor de los medios de medición y de cálculo de que disponga el campo. De hecho, en los inicios de El Arenosillo se estimó, durante un período de tiempo, un valor de $1,5\text{ m/s}$, que muy pronto se comprobó que era excesivo, pasando a 1 m/s para el INTA-255 (1969), e incluso se estudió bajarlo a $0,8\text{ m/s}$ para el INTA-300, pero se mantuvo en 1 m/s por seguridad. La dispersión aceptable con ese viento remanente exigía una velocidad de salida del lanzador mínima normalmente del orden de 60 m/s .

Al optimizar un cohete de sondeo para maximizar la relación altura alcanzada/masa total se suelen obtener para los empujes óptimos unos valores relativamente bajos y tiempos de combustión largos como medio para obtener velocidades bajas en las partes más densas de la atmósfera, con lo que las pérdidas por resistencia aerodinámica son menores. Está claro que si se quiere conseguir una velocidad mínima al salir del lanzador (para obtener dispersión aceptable) y la aceleración del cohete en la rampa es baja, se requerirá una longitud bastante larga de lanzador, a no ser que se varíe de alguna forma el vehículo.

Por ejemplo, si suponemos una aceleración baja, como en la etapa principal del INTA-255, 6 g , resultaría un lanzador del orden de 36 m para obtener los 60 m/s . Esta longitud no es asumible para un lanzador portátil.

Es ilustrativo exponer que algo similar le ocurría al *Skylark* británico que, incluso provisto de un *booster* con el motor *Cuckoo*, tenía tan baja aceleración inicial que obligó a realizar una rampa de 30 m de longitud para poderlo lanzar desde el reducido Campo de Kiruna (Esrange). El lanzador lo contrató ESRO (actual ESA) a la empresa española Sener en 1967¹⁷. Se presenta en la Fig. 5.12, donde se aprecian las cubiertas que recubren la rampa para mantener el acondicionamiento del cohete dadas las bajas temperaturas de la zona¹⁸. Se llegaron a lanzar con esta torre más de 200 cohetes con apogeos del orden de 300 km .

Está claro que se debía conseguir un lanzador mucho más corto, pero para ello solo quedaba aumentar la aceleración. Por ejemplo, con los datos anteriores del INTA-255 si se quiere que la longitud de lanzador fuera 8 m , que es lo estándar utilizado, la aceleración del cohete debería ser del orden de 24 g . Para un vehículo ya realizado, esto solo se puede conseguir agregándole una primera etapa (un *booster* suficientemente potente), que lo acelere en la rampa, y que además podría servir para aumentar las actuaciones, si continuase fuera de la rampa, aunque no de una forma óptima.

Ya hemos indicado en el Capítulo 2 cómo se resolvió el problema en el INTA-255 con un *booster* que se separaba antes de abandonar el lanzador. En el caso de *Skylark* se cambió el *Cuckoo* por otros más potentes (otras versiones del mismo motor y los *Goldfinch* sucesivamente), con lo que ya se le podía utilizar con el lanzador MAN anteriormente mencionado. El problema de una primera etapa que mantiene su vuelo acelerado fuera del lanzador está en que si bien disminuye la dispersión por viento, aumenta la debida a la desalineación del empuje. Una solución a esta última estaría en hacer rotar rápidamente al cohete alrededor de su eje longitudinal nada más salir del lanzador. Este es el caso del INTA-300, cuya dispersión por desalineación de empuje es muy baja a pesar de su alta aceleración (véase el Capítulo 2, Anexos A.2.3 y A.2.4.).

Transporte al lanzador

Para los vehículos lanzados desde raíl, el carro de transporte traslada el conjunto viga soporte, raíl y cohete a la base de la rampa a la que se unen.

Los cohetes pequeños de lanzamiento tubular se transportan en un vehículo normal o en un carrillo manual, y se suelen introducir en el tubo manualmente por dos o tres personas, con los soportes y adaptadores apropiados. Para el caso del INTA-255, siempre original en sus soluciones, puesto que el raíl ya se encontraba instalado en la rampa y el cohete era relativamente pesado, 300 kg, se utilizó un carrillo que maniobrado manualmente permitía deslizar los pies del cohete a lo largo del raíl lanzador en posición horizontal, hasta alcanzar los topes posteriores, como se presenta en el Capítulo 2.

Medida de vientos

Como parte muy importante de los equipos de lanzamiento destacamos los necesarios para la medida de vientos. El campo de lanzamiento debe funcionar continuamente como una estación meteorológica que, además de colaborar con los servicios nacionales, pueda mantener una estadística de las variables atmosféricas del área para permitir la planificación más adecuada de las experiencias y proporcione datos para mejorar la precisión de otras medidas específicas. Adicionalmente a esas mediciones regulares, en el período anterior al lanzamiento se debe realizar una determinación cuidadosa de los vientos en la zona de la rampa, desde el nivel del suelo hasta alturas de 30 km.

El objetivo de estas medidas es obtener el perfil de vientos con la altura que se introduce en la modelización *software* previa al disparo, la cual proporcionará la corrección del ángulo nominal con la que debe apuntarse finalmente el lanzador para alcanzar el punto de impacto nominal. Naturalmente, ni las medidas son totalmente precisas, ni son las mismas desde el momento en que realizan hasta el vuelo del cohete, ni los cálculos son exactos; por lo tanto, la corrección de lanzamiento no consigue que el impacto real coincida exactamente con el nominal.

Como ya hemos visto, después de hacer las correcciones quedará el equivalente a un remanente aleatorio del viento ($1 \text{ m/s} = 1\sigma$, para El Arenosillo) que da lugar a la dispersión por vientos en el punto de impacto.

El perfil de viento a baja altura se obtiene en El Arenosillo con una torre anemométrica de 30 m de altura. La medida de esta capa de vientos es esencial pues, como hemos visto (Cap.2 Anexo A.2.4), su influencia sobre la dispersión es muy grande (del orden del 70% a 80%), ya que la velocidad de cohete es aún baja.

Para niveles superiores se utilizan globos seguidos con cineteodolitos y radares hasta los 3 km; para alturas aun mayores, hasta unos 30 km, se aumenta el tamaño del globo y se le cuelga un reflector para el seguimiento. Es importante la secuencia de tiempos de las medidas, pues los globos de niveles altos pueden tardar unas dos horas en alcanzar su cota máxima.

Las medidas de temperaturas en rampa, aunque menos importantes que los vientos, también son necesarias para corregir dispersión. Para lanzamientos con temperaturas altas hay que tener en cuenta que la velocidad de combustión del propulsante aumenta con la temperatura, y consecuentemente lo hacen la presión en la cámara y el empuje. Por lo tanto, en el cálculo de trayectorias que se realiza para determinar la corrección de lanzamiento, debe introducirse el empuje correspondiente a esa temperatura. Sin embargo, en campos con climatología con temperaturas extremadamente bajas, como en Kiruna, en muchos casos debe proporcionarse el adecuado acondicionamiento al vehículo antes del lanzamiento, pues aparte de presentarse una variación grande en las actuaciones, muchos de los motores de los cohetes de sondeo no podrían dispararse a esas temperaturas por seguridad.

Equipos de seguimiento

El seguimiento tiene como objetivo conocer la situación del vehículo en el espacio, lo cual es necesario tanto para comprobar su propio funcionamiento como para conocer donde se están realizando las experiencias que lleve.

En la época de la instalación del campo de El Arenosillo, se consideraban tres tipos de seguimiento: radar, interferométrico y óptico.

Los radares de seguimiento automático constituían la base del seguimiento. Su alcance dependía de la potencia de su transmisor y las características del blanco, según fuese su tamaño y forma. Para aumentar drásticamente el alcance se utilizaban transpondedores a bordo del vehículo.

La gama de radares que se estudió para el campo dependía de la entidad colaboradora. En el caso de la Marina francesa se manejaban el *Cotal LV*, con 100 km de alcance directo, y los *Bearn y/o Aquitania* con 200 y 300 km, respectivamente¹⁹. Estos tres radares los fabricaba la francesa Thomson Houston.

Con la opción NASA, se manejaron el AN/MPQ-12, con 100 km de alcance, el AN/MPS-19 con 150 km, ambos de Reeves, y el AN/FPS-16 con 300 km.



Finalmente, con la opción NASA, se utilizó un radar móvil AN/MPS-19 (al que se unió un segundo algún tiempo después) con intención de añadir en fecha próxima un AN/FPS-16 fijo. Este último nunca se llegó a instalar, pero los otros dos dieron un excelente servicio durante muchos años, aunque al final uno terminó «canibalizado» para mantener al otro.

El seguimiento por medio de interferometría de señales se utilizaba muchas veces como complementario a los radares y para ampliar su alcance en algunos casos. Se estudiaron diversos sistemas: Dovap, Cotar, Secor y Radint, siendo al primero y al último a los que se prestaría más consideración.

EL Dovap, por «Doppler Velocity and Position», consistía en tres parejas de emisor-receptor separados una distancia en tierra y un receptor-emisor en el cohete que recibía y reenviaba las señales de tierra. Teniendo en cuenta la variación *Doppler* de la frecuencia a su llegada al cohete, se podía determinar la suma de distancias desde el mismo a cada transmisor de tierra y a su pareja receptora. Esto equivalía a que en cada instante el cohete se posicionaba sobre un elipsoide cuyos focos serían la pareja emisor-receptor y cuyo eje mayor medía la suma de distancias mencionada. Análogamente, el cohete estaba situado, también en ese mismo instante, en los otros dos elipsoides determinados en forma similar para las otras dos parejas. La posición del cohete correspondía a la intersección de los tres elipsoides.

Ninguno de estos equipos fue instalado en el campo excepto el Radint, que en esencia era un Dovap, que se utilizó en 1969 en la experiencia con el «Cohete Portagranadas» (o la Experiencia con Granadas Acústicas, Fig. 5.13), para medir vientos y temperaturas en la alta atmósfera (por encima de los 70 km). Con este equipo se aumentaba el alcance de seguimiento a 240 km, mientras el radar realizaba la trayectografía del cohete. Merece la pena describir someramente esta experiencia, que se realizó en colaboración con la NASA (Wallops Islands), pues es un buen ejemplo de una operación que requiere todos los equipos básicos de un campo.

Las granadas se eyectaban sucesivamente y explotaban a una corta distancia del cohete. Los vientos y temperaturas se deducían de los tiempos y dirección de llegada a tierra de las ondas sonoras de las distintas explosiones, que se detectaban mediante un campo de micrófonos. La posición de partida de las ondas, que eran las explosiones de las granadas, se deducía a partir de la trayectografía y de las células infrarrojas del propio cohete, que enviaban el instante de las explosiones a tierra. Si la experiencia se realizaba por la noche, la posición de las explosiones se podía deducir con cámaras fotográficas de alta precisión en tierra. A partir de esas medidas, se deducían los vientos (intensidad y dirección) y temperaturas en cada tramo entre las explosiones.

Por último, en lo referente al seguimiento óptico, el campo lo precisa para tres misiones principales:

- Seguimiento de globos de baja altura (sin reflectores radar).
- Seguimiento fotográfico del vehículo.
- Utilización en experiencias ionosféricas.

Seguimiento de globos

Se realiza con cineteodolitos hasta los 3000 m. Para alturas mayores el globo debía ser metalizado para aceptar seguimiento por radar. También se podían seguir los globos no metalizados con los radares, para lo cual se introducían en su interior virutas de aluminio (*chaff*).

Seguimiento fotográfico de vehículo

Se estudió la posible utilización de los siguientes:

- Cineteodolitos Contraves-C. Con dispositivo de puntería manual (dos operadores) o mixta (semiautomática) siguiendo las señales de un calculador PRX-Contraves.
- Cineteodolitos Askania, más baratos pero menos precisos.
- Telescopio IGOR (Interecept Ground Record). Es un telescopio de alta precisión, movilidad y alcance, siendo su aplicación óptima la medida e imagen del impacto en tierra del vehículo.

Un equipo de este tipo se habría instalado en Cabo Ortegal si se hubiese llegado a un acuerdo con la Marina francesa.

Finalmente no se utilizó ninguno de los anteriores y las películas de los lanzamientos de los cohetes INTA-255 se realizaron con cámaras rápidas Hulcher, Faxtax y Mitchell.



Fig. 5.13. Esquema de la experiencia con el «Cohete Portagranadas». ■

Equipo Óptico para Experiencias

Entre las experiencias ionosféricas típicas se encontraban el seguimiento a gran altura de nubes de bario, que se expandían tras ser eyectadas por el cohete. La velocidad de expansión de la nube se medía con «cámaras balísticas» fijas, de alta precisión y alcance, normalmente en lanzamientos nocturnos para facilitar la labor de las cámaras y disponer además de calibración estelar. En noches claras también se podían utilizar las anteriores cámaras para algunas experiencias.

Equipos de telemetria

La telemetria es necesaria para el envío de datos a tierra. Estos provenían, normalmente, de la experiencia que se estuviera realizando en vuelo, pero además, en muchos casos, también se enviaban datos técnicos propios del vehículo, bien para asistir al procesamiento del resultado de la experiencia, bien para comprobar su comportamiento en vuelo.

En general, mientras un campo no está bien establecido y con un trabajo continuo y planificado, no se instalan equipos receptores de telemetria importantes, pues para cada experiencia se dispondrá normalmente un equipo de telemetria propio, alquilado o prestado por el experimentador.

Al estudiarse la instalación de un campo en España, se consideraron las telemetrias SAT de 185 kHz con 9 canales y la AJAX de 260 MHz con 36 canales; sin embargo, no se adquirió ninguna de las dos por los motivos antedichos. En los principios del campo de El Arenosillo solo se instalaron las telemetrias correspondientes a los cohetes *Judi*, de 403 MHz y *Skua*, de 28 MHz, que se empleaban para mediciones de temperatura y vientos en la alta atmósfera de manera continua. También se instaló una Standard IRIG de 4 canales. Posteriormente, se utilizaron equipos con capacidades importantes, como la EMI-645 de 48 canales, empleada temporalmente con el cohete INTA-255.

Unido a la telemetria se debe considerar el sistema de telemando, bien para destrucción en vuelo o bien para envío de datos a la carga útil. No se consideró necesario este sistema en los inicios del Campo, aunque indudablemente es necesario cuando se tiene que operar con vehículos guiados.

Servicios de apoyo

Incluimos en estos: polvorines, talleres de montaje y otros.

Almacenes de explosivos y polvorines

En el campo se van a utilizar y almacenar motores cohete, iniciadores, posibles cargas útiles explosivas y otros explosivos específicos de cada cohete y/o carga útil.

Puesto que son explosivos de distinto tipo y, posiblemente, de distintas categorías, generalmente no pueden almacenarse juntos, ya que constituirán un peligro latente para los otros almacenes de explosivos. La normativa que se tomó para determinar las cantidades máximas de las distintas clases y cantidades, la distancia mínima aceptada entre almacenes y con otras instalaciones, y el diseño de los almacenes en sí fue la norma USA Ordnance Manual ORDM-7-224 del Army Ordnance Corps. Afortunadamente no se han presentado incidentes serios a lo largo de los años.

Relacionado con esto, es interesante mencionar el protocolo de seguridad que se aplicaba a los iniciadores de los cohetes, o cualquier otro explosivo de su categoría, que vaya a volar en un cohete. Además de su almacenamiento adecuado y de las medidas eléctricas apropiadas, se comprobaba su susceptibilidad frente al campo radioeléctrico en esa zona (radares, telemetria, comunicaciones), en general bastante alto, para evitar una iniciación imprevista durante el proceso de lanzamiento. Para ello, con anterioridad al lanzamiento, se situaban en la rampa esos iniciadores y explosivos y se dirigía hacia ellos la máxima energía radioeléctrica que podía producirse en el campo, durante un tiempo suficiente para comprobar su seguridad.

Talleres de montaje

Serán de dos tipos: montaje de cargas útiles y montaje de cohetes.

Montaje de cargas útiles

Habitualmente dichas cargas se envían ya montadas y ensayadas. En el campo habrá que comprobarlas, hacer alguna labor de mantenimiento e instalar algún componente que no admita estar almacenado durante mucho tiempo. Tratándose de trabajos electrónicos deben hacerse, en lo posible, lejos de los explosivos, en un espacio específico para las cargas útiles.



Montaje de cohetes

En el montaje final de la carga útil en el cohete no se puede evitar su proximidad a explosivos, por lo que se deberán realizar protocolos específicos para ese montaje y además disponer de un «taller de montaje de cohetes» específico para esa función. Naturalmente, se aplicará la ya citada ORDM-7-224 para el diseño y ubicación de estos talleres.

Otros servicios de apoyo

Sin entrar en descripciones podemos enumerar los siguientes:

- Estación meteorológica propia del Campo.
- Análisis de datos.
- Comunicaciones interiores y exteriores.
- Seguridad (radar de vigilancia, telemando de destrucción en algunos casos, circuito de televisión interno, servicio de vigilancia general, etc.).
- Sistemas específicos contraincendios.
- Helipuerto.
- Energía eléctrica (acometida de alto voltaje para transformación en la Central de Distribución Eléctrica, grupos electrógenos de emergencia, estabilización de frecuencia).
- Servicios generales (talleres generales, oficinas, viviendas, comedores, etc.).

Una ojeada al «futuro»

Tal como se ha concebido este Apartado, el «futuro» es el «pasado hasta el presente» y ya ha sido objeto de la obra publicada que se mencionó al principio. Pero es interesante, y gratificante, comprobar cómo en España se ha mantenido El Arenosillo como una instalación de investigación durante cerca de 50 años, sabiendo adaptarse a cambios radicales en sus objetivos iniciales. Desaparecieron los cohetes de sondeo pero ha permanecido, y crecido, la importancia de su misión y por supuesto han mejorado drásticamente sus capacidades técnicas.

De unos cohetes no guiados al lanzamiento de sofisticados misiles; de medios de seguimiento radar y ópticos *surplus* a radares de proceso digital, gran alcance y precisión y medios para seguimiento optrónico automático; de ser un pequeño lugar de trabajo para algunos científicos nacionales, aunque con bastante colaboración bilateral extranjera, a ser un componente importante de los programas de Defensa con derivaciones internacionales.

Indudablemente el proceso de modernización y cambio se ha realizado de forma excelente, pero quizás sea positivo el recordar la ilusión, inventiva, diplomacia y esfuerzo que hubo que desplegar en los inicios y en las primeras épocas para, con «cuatro perras», asegurar el establecimiento y permanencia del Campo.

LAS INSTALACIONES DE PROPULSIÓN

Los planes que se acometieron con el programa de los cohetes de sondeo pretendían desarrollar la capacidad para el diseño y fabricación de motores de tipo medio, hasta unos 250 kg de propulsante. En este sentido, un motor cohete implica los siguientes componentes: propulsante, iniciador, cámara y tobera, a los que siguen la construcción propiamente dicha, más las inspecciones y los ensayos. Cada una de estas partes precisa de conocimientos e instalaciones diferentes. Como el programa era muy ambicioso, se dividió en dos fases, de las cuales la primera se centró en los elementos propulsivos, que comprendían el propulsante, los iniciadores y la fabricación, que se complementaban con las inspecciones y los ensayos. Para una segunda quedaron las cámaras y las toberas; esta fase no se completó para el INTA-300, sino para los cohetes posteriores.

Para los propulsores, el INTA dejó su elaboración en manos de la industria especializada, aunque reservándose la capacidad de desarrollo de nuevas formulaciones. La empresa elegida fue la ya casi tradicional UEE/ERT, en la que se instalaron equipos y se realizaron infraestructuras financiadas a cargo del programa del INTA-300. Para la fabricación de los motores se decidió que la planta estuviese ubicada en el INTA, así como los medios de ensayo. Las dependencias asociadas fueron la planta de llenado, el laboratorio de propulsores, la fabricación de iniciadores, el acondicionamiento de cámaras, los medios de inspección no destructiva, la zona de montaje y climatización, y el banco de ensayos estáticos. Una parte de ellas tenían que estar preparadas para el trabajo con material explosivo, lo cual obligaba a mantener requisitos de seguridad específicos.

Para su ubicación en el INTA, se seleccionó la zona situada al este del edificio de la Sección de Armamento y de la galería de tiro, área relativamente apartada que cumplía con los requisitos de seguridad. En la Fig. 5.14 se muestra parte de una fotografía aérea de

esa zona, tomada a finales de los años setenta, sobre la que se han marcado los edificios más relevantes. En la foto destaca la antigua galería de tiro, de unos 700 m de longitud, en desuso desde finales de los años sesenta. En la misma se puede observar cómo el edificio central de la Sección de Armamento Aeronáutico se encuentra camuflado por los árboles, así como el Laboratorio de Propulsantes. La planta de llenado y sus casetas asociadas aparecen situadas en la parte izquierda de la galería, aprovechando sus merlones como elementos de protección ante una eventual explosión. También se nota claramente el desmonte alrededor de la celda del banco de ensayos y su centro de control. En la parte inferior está la nave de montaje de cohetes y el centro de misiles del Ejército del Aire, que entonces se denominaba Cenmis (Centro de Misiles). La zona se cercó, por motivos de seguridad, con una valla de protección, cuyo trazado se aprecia en la foto como un resalte y un cambio de color en el terreno.

Estas instalaciones permanecieron, con pocos cambios durante bastantes años, desde su establecimiento inicial a principio de los setenta, e incluso hoy día sobreviven algunas de las infraestructuras que han sufrido pocas variaciones. En los años ochenta, se modernizaron los sistemas del banco de ensayo y se adquirió una nueva mezcladora para propulsantes compuestos; pero no sería hasta el programa *Capricornio* cuando se produjo una ampliación y renovación en profundidad de todas ellas, dejándolas prácticamente en la situación en que se encuentran actualmente.

La Planta Piloto

Como Planta Piloto se designaron las instalaciones de fabricación de los motores del INTA-300²⁰. Pero antes de continuar conviene aportar alguna información adicional sobre la tecnología propulsiva de estos motores, que complementará lo ya expresado en el Capítulo 2 referido a los cohetes de sondeo.

La operación básica en la elaboración de un motor cohete es la carga del propulsante en la cámara de combustión, a la que sigue la conformación del conducto interior, generalmente en forma de estrella. El conjunto así obtenido, junto con la tobera e iniciador, constituye el motor propiamente dicho. Para los del INTA-300 el propulsante, previamente fabricado, ya polimerizado, se introducía en la cámara en una serie de operaciones que solo implicaban transformaciones físicas. A diferencia de esta técnica, el proceso que más tarde exigiría el propulsante del *Capricornio* consistía en verter en la cámara la mezcla sin polimerizar, la cual sometida a un adecuado proceso térmico polimerizaba y se transformaba en el propulsante propiamente dicho. Son dos propulsantes que exigen técnicas diferentes y si bien hoy día el predominante es el segundo, el primero tenía ciertas ventajas.

El propulsante de los INTA-300 pertenecía a la familia de los poliisobutilenos, así denominado por ser este el polímero aglomerante. Su fabricación consistía básicamente en un proceso de mezclado y amasado de ese polímero con perclorato amónico, aluminio en polvo y diversos aditivos, terminando en una masa plástica de consistencia similar a la plastilina, que es de donde viene la denominación de «plásticos» con los que también se los conoce. Las instalaciones para su preparación se ubicaron en la factoría que la UEE tenía en Galdácano, desde donde se enviaba al INTA en cajas de unos 25 kg cada una. La carga en el motor se llevaba a cabo por un proceso de transferencia en caliente seguido de un prensado y consolidación; estos procesos eran delicados pero no muy complejos, y en ellos no se producía ninguna transformación química. Una vez terminado e inspeccionado el motor, si se detectaba algún defecto interno, como una grieta o cavidad, era posible llegar hasta ella por medio de herramientas mecánicas, retirando y añadiendo más cantidad propulsante para después volverlo a pensar; esto es, el motor era reparable.



Fig. 5.14. Fotografía de la zona de la Sección Armamento. ■



Fig. 5.15. Preparación de cámaras. ■

Tras estas precisiones volvamos a la Planta Piloto adquirida con el programa del INTA-300. Esta se estructuraba en dos unidades básicas: la de llenado y la de prensado, y tenía como auxiliares la preparación de cámaras y la inspección por rayos X. En la Fig. 5.14 se muestra la ubicación de las diferentes unidades en la zona de la Sección de Armamento. Destacan los dos edificios mayores, rotulados como «Planta de Llenado», más cuatro casetas, todas ellas construidas al borde de la antigua galería de tiro aprovechando sus bordes amerlonados para absorber los efectos de una posible explosión²¹. La función de estas era la preparación de probetas, molinos para el perclorato, preparación de iniciadores y el almacenaje. La parte de preparación de cámaras no necesitaba protección especial y se encontraba en un lateral del edificio central de la Sección de Armamento; la inspección con rayos X se efectuaba en el Departamento de Materiales, en una zona blindada contra las radiaciones.

Pasemos a describir el proceso de fabricación de un motor cohete con el propulsante plástico. La operación comenzaba con la preparación de la cámara, que consistía en rociar su superficie interior con una capa de adhesivo para fijar el propulsante. El equipo era un rociador que se movía axialmente en el interior de la cámara mientras esta giraba. En la Fig. 5.15 se muestra una foto de este aparato.

El siguiente paso era el llenado, que se realizaba en la primera de las dos naves protegidas situadas al final de la zona. La máquina principal era una mezcladora-extrusora que recibía los trozos de propulsante por su tolva, los aglomeraba y los impulsaba por una rueda helicoidal, que actuaba como un sinfín, a través de unos discos perforados para que el propulsante fluyese como unos chorretones, y que a través de un conducto se introducía por la cabeza de la cámara, tal como se esquematiza en la Fig. 5.16²². La alimentación se hacía por medio de una cinta transportadora que pasaba, a través de una abertura en el muro de protección, desde la sala de operaciones. En esta los operarios troceaban el propulsante con herramientas de bronce en piezas de aproximadamente 0,2 kg, las cuales se colocaban en la cinta que las vertía en la tolva de la máquina de llenado. El habitáculo, donde se realizaban estas operaciones y se controlaba todo el proceso, estaba protegido por muros de hormigón con una pequeña ventana por la que pasaba la cinta transportadora. La cámara se fijaba a la máquina mediante una brida y por el otro extremo tenía una caja que hacía de cierre con una válvula de sangrado. En la cámara se había colocado internamente un eje cilíndrico cuya área era igual al de la sección de paso del conducto final deseado, con el objeto de que la cantidad del propulsante cargado fuese la requerida. La operación se hacía a una temperatura de 60 °C, para que el propulsante fluyese mejor, y en vacío, para evitar las burbujas u oquedades de aire. El proceso terminaba cuando la cámara estaba llena, lo que se advertía al ver fluir

el propulsante por el orificio de sangrado de la caja de cierre, lo cual se seguía por una televisión en circuito cerrado. En la Fig. 5.17 se muestra el llenado de un motor *Urbión* y se aprecian todos los detalles comentados. El tiempo invertido era aproximadamente de dos horas para el motor *Aneto* y de nueve para el *Veleta*.

Concluida la operación anterior, se desmontaba el conjunto del motor con sus accesorios y se trasladaba, debidamente protegido para que no se enfriase, a la nave de prensado, situada cerca de la anterior y también protegida por merlones. La prensa, que se muestra esquemáticamente

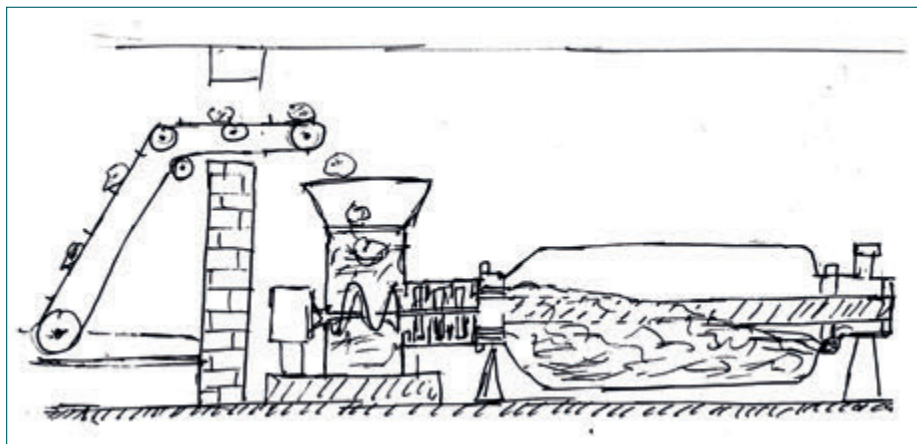


Fig. 5.16. Esquema del proceso de llenado. ■

en la Fig. 5.18, en una vista desde arriba y en la Fig. 5.19 en una toma lateral, consistía en un cilindro dotado con émbolo, que se movía en ambos sentidos por medio de fluido hidráulico. El conjunto se amarraba a dos soportes ajustables, que estaban sujetos a las barras laterales. El vástago del émbolo se acoplaba al eje cilíndrico, a cuyo otro extremo se fijaba el macho formador estrellado. El proceso consistía en dos pasos; en el primero el citado macho avanzaba hacia adelante, expulsando el propulsante sobrante por la parte delantera. En el segundo, en sentido inverso, el macho estrellado conformaba la carga dándole la forma de la estrella deseada. Terminada la operación, se dejaba al motor enfriar antes de desmontar y limpiar. En algunos casos se repasaban manualmente los extremos del propulsante con herramientas de corte para facilitar la entrada del iniciador, o bien, como en el caso del motor *Teide*, se conformaba la zona próxima a la tobera dándole una forma troncocónica para disminuir los efectos de la combustión erosiva.

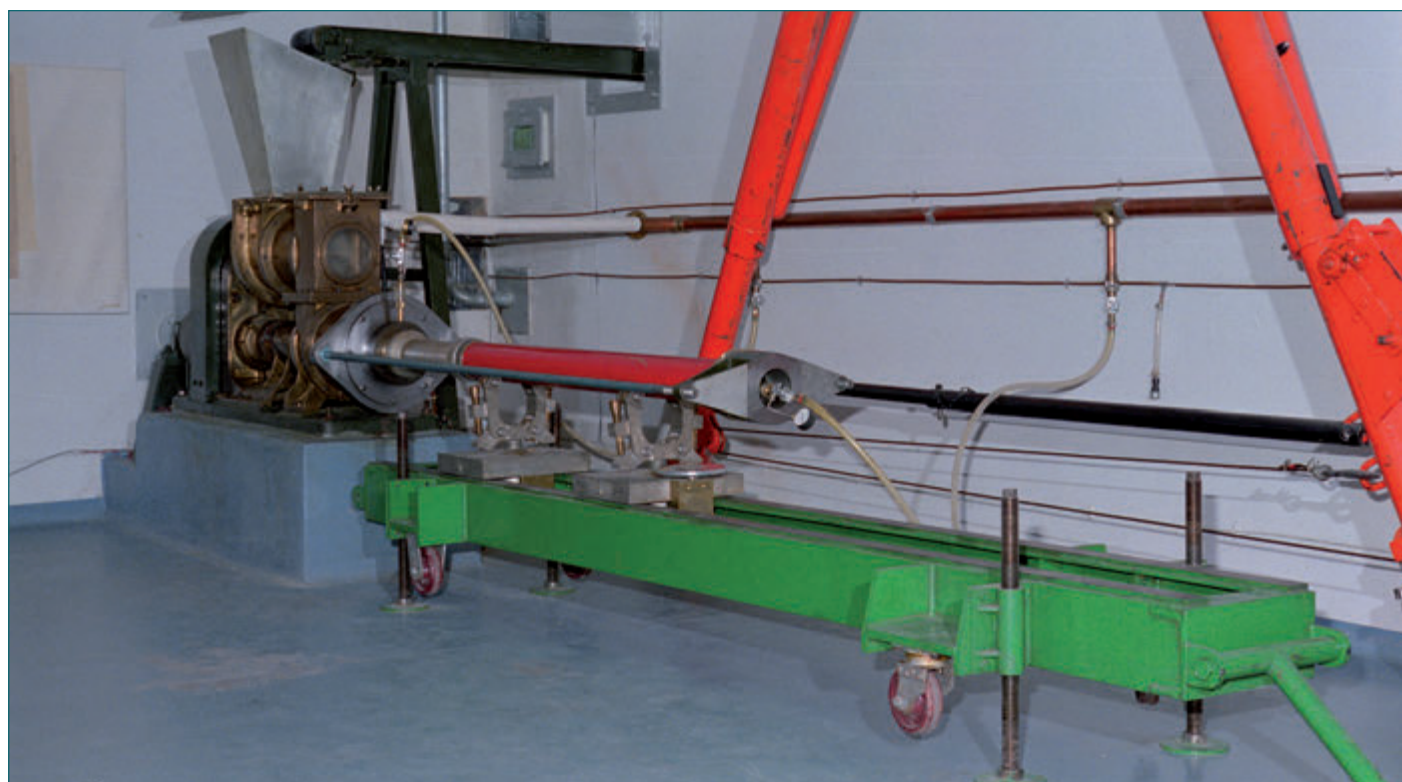


Fig. 5.17. Llenado de un motor *Urbión*. ■



Para el caso de un motor en cigarrillo, como el *Urbión* del INTA-100, esta operación era un simple prensado. Para terminar, el motor se desmontaba y pasaba a las inspecciones no destructivas, esto es, visuales, por ultrasonidos y rayos X, para detectar si había oclusiones, burbujas significativas o despegues. Si esto ocurría, como ya se ha dicho, era posible quitar propulsante y reparar el motor.

Aunque parezca innecesario, recordemos la peligrosidad intrínseca a estas manipulaciones. El propulsante, por la presencia del perclorato amónico en la mezcla, era muy sensible a chispas y golpes; por lo que estaban contraindicadas las herramientas de acero, siendo todas de bronce. Asimismo, las roscas tenían que limpiarse con cuidado extremo para eliminar cualquier resto, que podría detonar al colocar el tornillo²³.

La instalación de todo este complejo duró varios años, entre las nuevas infraestructuras, traslados de equipos, montajes, puesta a punto, etc. En la obra intervinieron varios técnicos británicos del RPE junto a los españoles. Los primeros llenados se hicieron con propulsante inertizado antes de pasar al real, que fue un *Teide* en 1975. Posteriormente, se fabricó la preserie de motores *Aneto* y *Teide*, luego se acometería el motor *Veleta*, o INTA-430, con el que se pretendía llegar a la capacidad máxima de la planta; finalmente se pasaría al *Urbión* y al *Cadenas*. La fabricación de motores se interrumpió en 1988, al desaparecer la

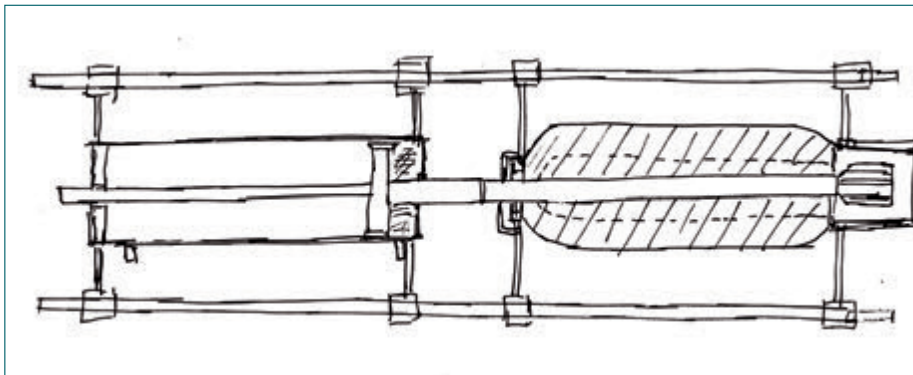


Fig. 5.16. Esquema del proceso de llenado. ■



Fig. 5.19. Máquina de prensado. ■

Conie, quedando la planta inactiva durante varios años. Sin embargo, la prensa se empleó para fabricar algunos componentes de las toberas del cohete *Duero*, que fueron encargadas al INTA por el LQCA. Al reanudarse el programa del INTA-100, la planta volvió a ponerse en operación prosiguiendo hasta 1992 en que se cerró definitivamente. Hubo, no obstante, una nueva posibilidad de reutilización, cuando en las primeras fases del desarrollo del *Capricornio* se analizó el motor *Waxwing*, cuyo propulsante era también de la familia de los poliisobutilenos, como candidato para la tercera etapa frente al *Star-30C* y al MAGE. Al final se desestimó por varias razones, principalmente por sus actuaciones insuficientes.

A pesar de que esas instalaciones fueron específicas para la familia de los poliisobutilenos, que quedaron obsoletos, para el INTA supusieron un salto cualitativo en nuestras capacidades, y fueron la base para los pasos posteriores.

Para finalizar con la Planta de Llenado, en la Fig. 5.20 se presenta una fotografía del edificio de prensado tal como estaba en la época. Se aprecia la construcción en hormigón, con la puerta de seguridad de acero, del habitáculo donde se realizaban las operaciones, frente a la más ligera de la nave donde se encontraba la maquinaria y el motor. Nótese también la abundancia de pararrayos por motivos de seguridad.

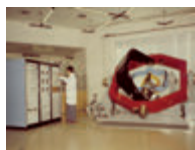


Fig. 5.20. Nave de llenado. ■

La planta de llenado HTPB

Dentro del programa *Capricornio*, uno de los objetivos era dotar al INTA de la capacidad de desarrollo de propulsores de la familia «polibutadieno con grupos terminales hidroxílicos», conocidos por su acrónimo HTPB, para lo cual se instaló en los años 90 una nueva planta piloto con capacidad para preparar pequeños cohetes.

La tecnología de estos propulsores es distinta a los «plásticos», siendo la diferencia principal el que el propulsante se hace dentro de la cámara, y no separadamente. El instrumento básico es la mezcladora, habitualmente vertical, de la que se presenta como ejemplo, en la Fig. 5.21, una mezcladora existente en el Laboratorio de Propulsores. En ella se aprecia la cubeta de mezclado y las palas que descienden por un sistema hidráulico, cuyo actuador está en la parte trasera.



El proceso comenzaba por verter los componentes del propulsante (aglomerante, perclorato, aluminio y aditivos) en la cubeta de la mezcladora, donde se llevaba a cabo el proceso de amasado en vacío y a temperatura controlada para conseguir una masa homogénea. Terminada la operación, se izaban las paletas de la cubeta y esta se trasladaba hasta el pozo de colado donde se había situado la cámara del motor ya acondicionada interiormente y con el macho formador de la estrella en posición. La cuba se colocaba encima y por un conducto se colaba por gravedad la mezcla, aunque en algunas ocasiones se sometía el conjunto a una vibración para mejorar el proceso. El número de coladas depende de las dimensiones y capacidades, pero suele estar limitado, en general, a no más de tres.

Una vez cargado el motor se pasa al curado, bien en el mismo pozo o trasladándolo a una habitación separada, donde se mantiene a temperatura constante durante varios días. En este tiempo se produce el fenómeno de polimerización cuyo resultado es la formación del propulsante propiamente dicho como un bloque. La última operación es la extracción del macho formador por tracción, pasándose a continuación a los procesos de inspección.

En paralelo con todo lo anterior, con la misma masa de la cubeta se realizan llenados de pequeños motores de prueba y otras probetas, que sufren el mismo proceso de curado, y que sirven como testigos para evaluar el resultado de la colada en los aspectos balísticos y mecánicos.

Entre el equipamiento adquirido destaca un mezcladora de 50 litros, que se ubicó en la antigua nave de llenado, la cual tuvo que ser completamente remodelada, y que constituiría el núcleo de la nueva planta piloto, que se tuvo que dotar con todo el equipamiento auxiliar, bombas de vacío, presión, climatizadores, seguridades contra incendios, etc. El pozo de colado se situó en la misma nave desplazado lateralmente. Si bien la mezcladora se adquirió en 1992²⁴, la planta no se completaría hasta 1997. Desde entonces ha prestado servicio, en particular para el desarrollo del motor Madas.

En la Fig. 5.22 se presentan algunos detalles de la instalación; en la parte inferior derecha, la mezcladora y en la superior, el pozo de colado, y en la parte derecha, el contenedor abierto y cerrado, que hace a su vez el oficio de estufa de curado.

El Laboratorio de Propulsantes

El establecimiento de un laboratorio de propulsantes respondía a la necesidad de controlar el estado de los mismos y de los procesos de llenado y prensado de los poliisobutilenos plásticos, inicialmente. Un objetivo adicional era tener la capacidad de modificar e investigar sobre los poliisobutadienos, así como estar en posición de entrar en otras familias de propulsantes. Todos los objetivos se cumplieron sobradamente en su día, y además el laboratorio ha continuado trabajando en nuevas líneas de investigación hasta la actualidad.

La infraestructura, equipos y medios instalados cuando se comenzó el programa de los cohetes de sondeo sirvieron para cubrir las necesidades de los motores del INTA-300, y posteriormente para el desarrollo del propulsante del *Urbión*, aunque para ello se tuvieron que diseñar y poner a punto nuevos elementos auxiliares, como los «motores probeta», para la calificación de los propulsantes. Casi con esos mismos medios se acometieron los «nuevos propulsantes», que, como ya se indicó en el Capítulo 2, básicamente consistió en la sustitución del poliisobutileno por poliisopreno, con lo que se pretendía incrementar el rango operativo de los propulsantes, en especial el margen de temperaturas de utilización, manteniendo el resto de las características. El resultado se ensayó con el motor *Cadenas* de modo positivo, aumentando el margen de -60° a $+60^{\circ}$, pero esta nueva familia resultó ser muy sensible al envejecimiento, por lo que se abandonaría. Años más tarde, en 1988, se planteó la conveniencia de iniciar estudios de los polibutadienos CTPB en una



Fig. 5.21. Mezcladora vertical. ■



Fig. 5.22. Planta piloto de propulsante HTPB. ■

colaboración con ENSB. Para ello se adquirió una mezcladora vertical de 5 litros, junto con algunos nuevos equipos, que se instalaron en una de las casetas anexas. Estos se pusieron a punto con la fabricación de varias formulaciones, que se interrumpieron al no prosperar la citada colaboración. Sin embargo, esta contrariedad tuvo la virtud de que se abandonasen los CTPB y se enfocasen los escasos medios disponibles hacia los HTPB, que eran los propulsores más demandados en el ámbito espacial. En verdad, ello fue la base que sirvió para los desarrollos de los HTPB en los años noventa, amparados en el programa *Capricornio*.

El laboratorio estaba constituido por tres salas de trabajo: una para ensayos químicos, otra para los físicos y la tercera para los balísticos. Los ensayos se referían tanto a los propulsores como a sus materias primas y componentes preelaborados, y posteriormente, también se extenderían sus actividades a otros elementos del motor, como los protectores térmicos y pegamentos. Si bien los aspectos balísticos son la característica intrínseca de un propulsor, no se pueden separar de las propiedades mecánicas, ya que en su operación el propulsor está pegado a la cámara de combustión, formando un conjunto sometido a aceleraciones en vuelo, presiones, dilataciones, envejecimiento, etc. Los valores cuantitativos de unas y otras propiedades vienen determinados por las propiedades físico-químicas de los componentes, de los procesos de fabricación y de los aditivos; es más, suele suceder

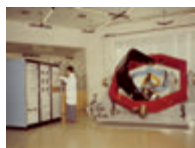


Fig. 5.23. Laboratorio de Propulsantes. ■

que las bondades en los aspectos balísticos y mecánicos son contrapuestas, lo que hace tan necesario el trabajo de laboratorio. Equipos básicos para ello son los tensiómetros, de los que el laboratorio disponía de varios tipos.

Entre los aspectos balísticos, los parámetros más importantes son la velocidad de combustión y el impulso específico. La determinación de la primera se lleva a cabo con la denominada «bomba Crawford»²⁵; para los segundos se utilizan los motores probeta, en cierta forma normalizados con el fin de obtener valores comparativos. Motores de este tipo se desarrollaron dentro del programa del cohete INTA-100, y más tarde otros diferentes para los HTPB. En la Fig. 5.23 se presentan algunas vistas de las salas del laboratorio en los años setenta.

El laboratorio ha permanecido activo hasta la actualidad, adecuándose a las necesidades de cada momento. Con el programa *Capricornio* se amplió el edificio con un anexo y se modernizó o renovó casi todo el equipamiento. Ello debido, por una parte, a la evolución tecnológica en los propios equipos y por otra, a la naturaleza de los propulsantes HTPB. Con estos nuevos medios el personal acometió el desarrollo de varias formulaciones de estos para los motores *Deneb* y *Mizar*, tal como se explica en el Capítulo 4; incluso se iniciaron algunas experiencias con los aglomerantes energéticos (GAP). Además, se llevó a cabo el control de todos los cauchos empleados en los protectores térmicos de las cámaras y toberas²⁶.

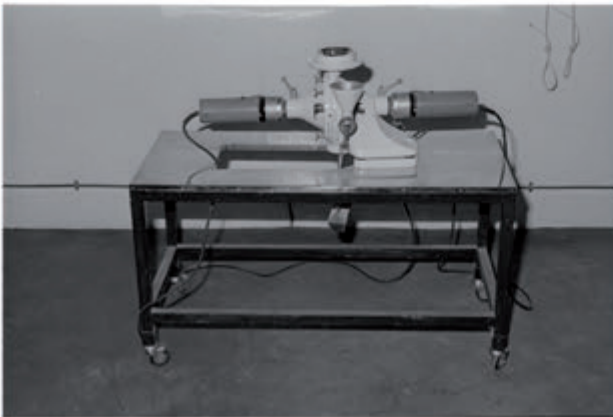
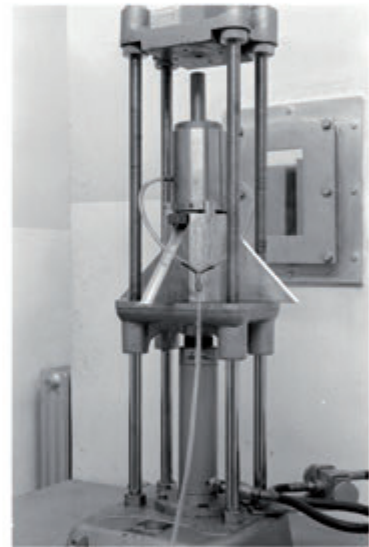


Fig. 5.24. Caseta y equipos. ■



Como instalaciones anexas al laboratorio, que también servían a la Planta Piloto, se disponía del equipamiento para la fabricación de pequeñas muestras de propulsante con el fin de realizar análisis físico-químicos y balísticos. Se trataba, en definitiva, de una pequeña planta a nivel de laboratorio, con su mezcladora, molinos y extrusora, en la que se efectuaban operaciones similares a las de la Planta Piloto y además se fabricaba propulsante. Por su peligrosidad, estos equipos se emplazaron en las ya citadas «casetas». Cada una de ellas estaba construida con las seguridades frente a explosiones: tres muros resistentes y uno débil, este situado frente al merlón de la galería, de tal forma que esta contuviese la onda explosiva en caso de accidente. Interiormente había zonas protegidas para el personal si se requería su presencia durante las operaciones. En la primera fotografía de la Fig. 5.24 se muestra la dedicada a la preparación de probetas, que puede tomarse como representativa, en el estado en que estaba en los años setenta. La foto está tomada desde el merlón de la galería y en su diseño se aprecia lo dicho sobre su construcción.

En el resto de las fotos de dicha Fig. 5.24, se presentan algunos de los equipos que entonces se empleaban, concretamente, un mezclador de sólidos, los molinos, una prensa vertical, otro conjunto de molinos, y una balanza junto a baño termostático. Las «casetas» han permanecido hasta la fecha prácticamente con la misma infraestructura, aunque el equipamiento y su uso se han ido adaptado a las sucesivas necesidades.

El Banco de Ensayos Estático

El banco de ensayos es la otra pieza básica para el desarrollo de motores cohete. Su función es la medida estática de las actuaciones de un motor; en particular, la presión de combustión, el empuje, las temperaturas y las vibraciones, así como la visualización, visible e infrarroja, del período de combustión. De forma genérica, un banco se configura en una celda de ensayos, unos equipos de medida y registro, y un centro de control. En la primera se sitúa la bancada, a la que se sujeta el motor, cuyo empuje lo soporta un muro de carga; el conjunto está rodeado por paredes de seguridad y un techo abierto pero con viguetas de acero para contener los posibles restos de la explosión. Su finalidad era canalizarlos para anularlos y reducir los percances al mínimo. En el centro de control se dirige toda la operación del ensayo con las garantías y salvaguardas necesarias; asimismo dispone de los equipos para recoger las señales provenientes de los sensores y otros medios para su registro y proceso, así como los sistemas de seguridad y un sistema TV cerrado.

Está claro que las características específicas de un banco estarán en función principalmente del tamaño de los motores a ensayar, lógicamente más complejas cuanto mayor sea el mismo, no solo por las dimensiones de los elementos de protección sino tam-



Fig. 5.25. Detalle de la celda de ensayos con dos bancadas. ■

bién para tratar los efectos del chorro. En algunas ocasiones se pretende simular o recrear las condiciones reales de funcionamiento, como la presión externa, lo cual puede dar lugar a instalaciones muy complejas. Otra consideración es la posición del motor en la bancada, bien sea horizontal, que es lo más frecuente, o vertical, esta con dos variantes: contra el suelo o la contraria, mucho más difícil aunque es la que mejor recrea la condición de vuelo, y en la que las medidas de las fuerzas laterales y vibraciones son más realistas que cuando está apoyado horizontalmente.

Antes del programa del INTA-300 existía un pequeño banco proveniente de la empresa suiza Oerlikon, que había sido adquirido por el Ejército del Aire y cedido al INTA, donde prestó servicio desde finales de la década de los cuarenta. El nuevo banco, al amparo de los planes tecnológicos del programa INTA-300, se proyectó con la ayuda del RPE británico, con una capacidad de motores de hasta 5000 kg de masa y se instaló a principios de los 70. Su situación geográfica en el Instituto está indicada en la Fig. 5.14, donde se ha marcado la ubicación de la celda y del centro de control²⁷. Su orientación apuntaba a la ladera de una pequeña loma, que se vació para que hiciera de merlón de contención. Las dimensiones interiores de la celda eran 5x7 m en superficie y cerca de 4 m de altura. El muro de carga tenía 1,2 m de espesor, en hormigón armado, con una profundidad bajo el suelo de 3 m ensanchándose; contra él se dispusieron dos bancadas, una para motores pequeños, tipo S-11 y menores, y otra para mayor tamaño; ambas se aprecian en la Fig. 5.25. Detrás de este muro estaba el cuarto de calibración y recogida de señales.

El centro de control estaba situado a 120 m de la celda con visión de la misma por canal TV cerrado. En la Fig. 5.26 se presenta la mesa del operador y una vista de los armarios con los amplificadores tal como estaba a mediados de los setenta. Los datos a registrar eran dos canales de empuje, otros dos de presión y ocho termopares. La instrumentación era toda analógica y los sistemas de registro en soporte papel, que luego se trataban manualmente para la obtención de los datos del ensayo; incluso se disponía de un cuarto oscuro para el tratamiento fotográfico al uso de la época. Las líneas de disparo, el estado de las seguridades y las señales de los sensores iban canalizadas sobre el suelo. En la foto presentada en la Fig. 5.27 se muestra una vista del banco en aquellos años.

El primer disparo tuvo lugar en 28 de noviembre de 1973 con un cohete S-11. Desde entonces hasta la actualidad se han contabilizado más de 2000 ensayos.

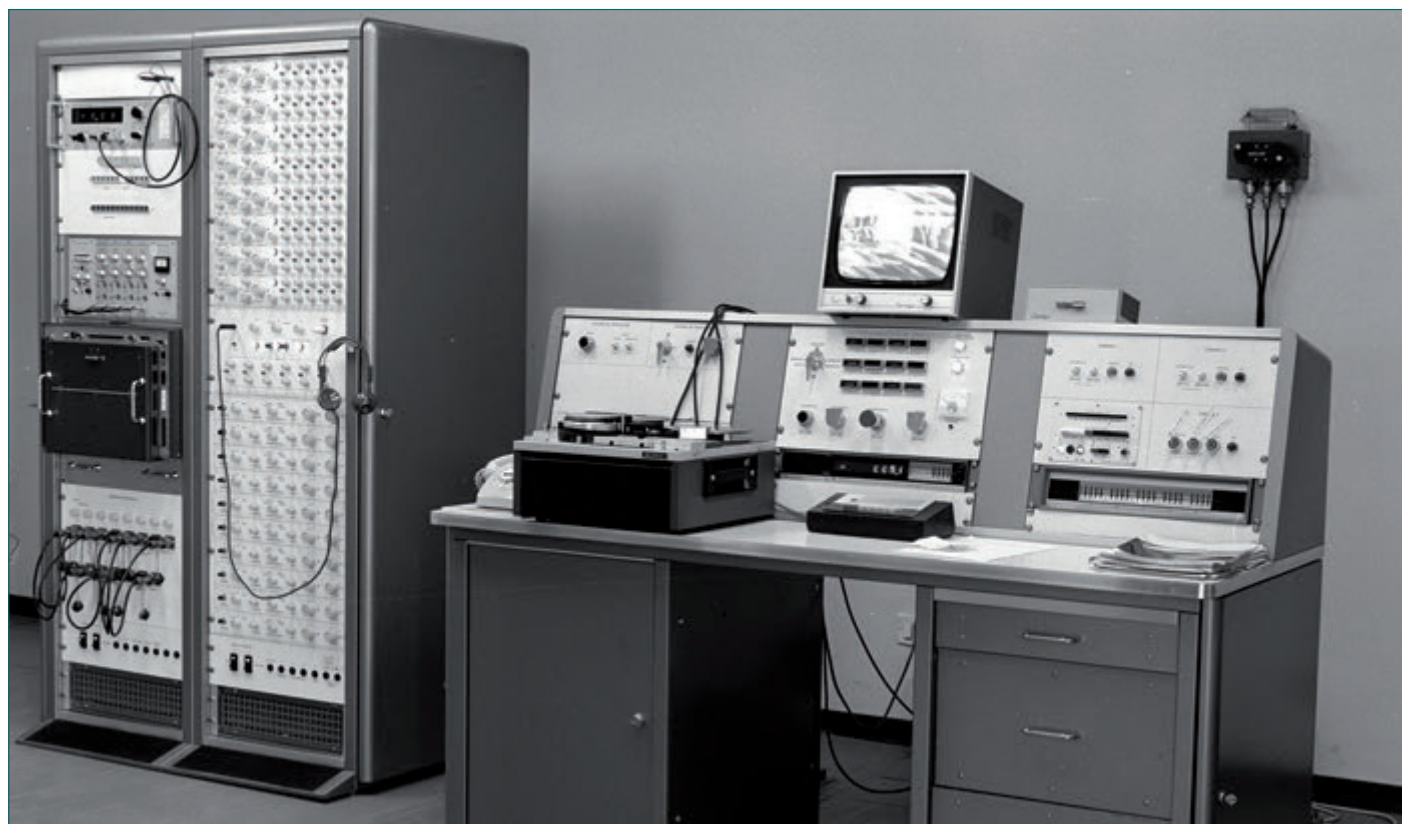


Fig. 5.26. Mesa de control y registro de banco de ensayos. ■

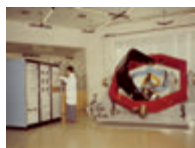


Fig. 5.27. Banco de ensayos estáticos en los años 70. ■



Fig. 5.28. Aspecto actual del banco. ■

Los sensores, equipos, instrumental y tratamiento de datos utilizados han evolucionado de acuerdo con el correr de la tecnología; en forma esquemática: registros en papel, cintas magnéticas, discos duros, hasta la aparición de los sistemas con tratamiento digital. Asimismo, las primitivas tomas fotográficas se sustituyeron por videos de alta velocidad, tanto en el rango visible como en el infrarrojo.

Con el programa *Capricornio* se remodeló el centro de control y los sistemas de medida, control, registro y tratamiento de datos. Por otra parte, se preparó el banco para ensayos de propulsión híbrida con inyección de gas, para lo que se añadieron depósitos de oxígeno, nitrógeno e hidrógeno con sus conductos y válvulas, todos ellos controlables a distancia. Estos nuevos equipos se situaron en el frente y el lateral de la celda, a la que además se dotaría de una cubierta ligera, dando al banco la configuración que presenta en la actualidad. No obstante, la estructura de la celda de ensayos ha permanecido casi invariable desde los años setenta. En la Fig. 5.28, se muestra la perspectiva actual, en la que se pueden ver los depósitos para los pruebas con motores híbridos²⁸.

Otras instalaciones

Como instalación complementaria a las mencionadas se construyó una nave para la preparación de los motores, bien para los ensayos en banco, o como montaje previo antes de uso o traslado a El Arenosillo. Disponía de una sala de montajes y un pequeño taller y también se le añadió, en un lateral protegido, una equilibradora horizontal para motores cohete. En otro lugar se instaló la equilibradora vertical para las proas. En la Fig. 5.29 se muestra una vista actual de esa nave, y en la Fig. 5.30, una exposición, preparada para alguna visita en los años 80, con algunos de los trabajos desarrollados en la antigua Sección de Armamento INTA.

Posteriormente, se construyó una cámara climática para atemperar los motores a ensayar. Si bien en el INTA ya existían cámaras de ese tipo, sus dimensiones no eran suficientes, y además, estaban situadas en laboratorios no aptos para recibir motores activos. Esta cámara tenía que estar emplazada en una zona segura y en las cercanías del banco de ensayos con el fin de reducir al máximo el tiempo de traslado. Sus capacidades también se mejoraron con el tiempo y ha cumplido un papel importante, no solo para los cohetes, sino también para otros componentes y sistemas, bien por su peligrosidad bien por su tamaño.

En la misma zona, entonces restringida y protegida con un cerramiento, se fueron añadiendo otras instalaciones no propias de cohetes, pero relacionadas con el armamento y operadas por el mismo personal. Entre estas se pueden citar las casetas de traqueteo y volteo para espoletas, el cañón neumático para pruebas de impacto de aves contra aeronaves, y la galería para ensayos balísticos de cristales y blindajes de protección ciudadana.



Fig. 5.29. Antigua nave de montaje. ■



Fig. 5.30. Exposición en el interior de la Nave de Montaje. ■

Como sucedió con las otras instalaciones para cohetes, dentro del programa *Capricornio* se construyó una nueva nave de montaje con capacidad para lo que habría de ser ese vehículo, la cual se muestra en la Fig. 5.31. Por su tamaño, esta nave se diseñó para que también sirviera para los ensayos de suelta estática de cargas externas desde lanzadores de avión, por lo que se la conoce con el nombre de Instalación de Ensayo de Suelta de Cargas (IESC)²⁹.

Esta nave se complementó en su parte posterior con otra sala y dependencias para las actividades de integración del satélite Minisat en el lanzador *Pegasus*.



Fig. 5.31. Nave de montaje de cohetes (IESC). ■

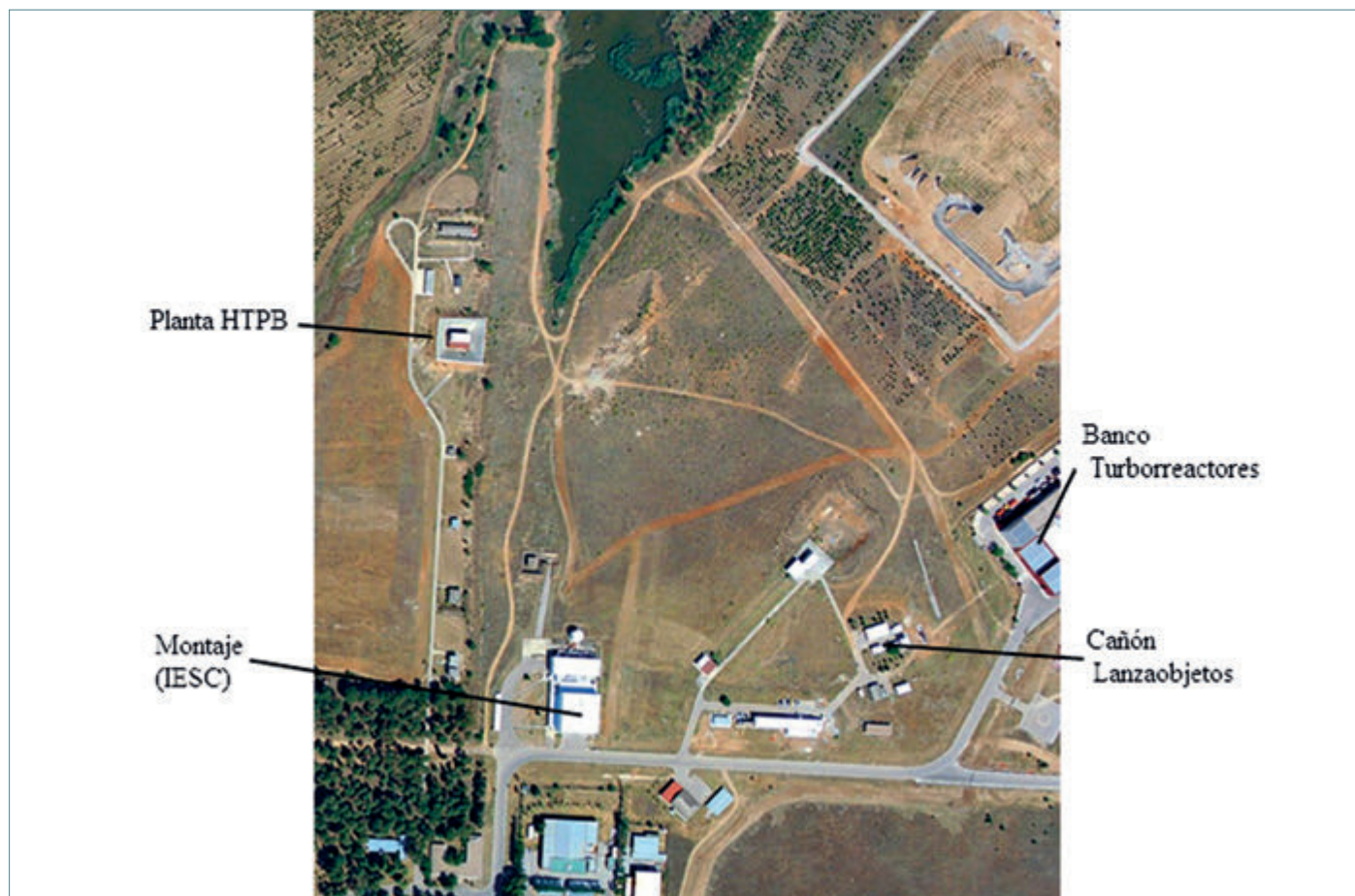


Fig. 5.32. Situación actual del Area de Propulsión (2010). ■

También se construyó otra nave para la preparación de las cámaras de los motores. Todas las instalaciones continúan prestando servicio, aunque algunas de ellas han sido completamente reconvertidas, de acuerdo con la evolución de las necesidades del Instituto.

En los años noventa toda la zona sufrió una transformación importante con otros añadidos, algunos del propio Instituto, otros del Ejército del Aire o de la Guardia Civil. Todo esto queda patente en la foto reciente que se muestra en la Fig. 5.32. Hay un cambio notable en su comparación con la antigua de la Fig. 5.14; no obstante la incorporación de nuevos viales, edificaciones y dependencias, las antiguas siguen destacando. Hacemos notar la huella de la antigua galería, ahora enterrada, así como la «laguna de los patos» y el pequeño bosque situado a su derecha, que constituyen quizá el paraje más bello del Instituto.

LAS INSTALACIONES DE GUIADO

Las instalaciones iniciales

Desde el comienzo del *Banderilla*, pero principalmente durante el proyecto del Cohete Guiado Experimental INTA-300G, se conocía que para alcanzar su total desarrollo era necesario disponer de un laboratorio con unas instalaciones capaces de simular en tierra con precisión el proceso del guiado y control automático del vehículo.

Esas simulaciones se realizan primeramente con ordenador, pero en los sistemas de guiado y control existen muchos parámetros desconocidos que no se pueden introducir en los programas *software*, obteniéndose pues, con estos, resultados incompletos o no suficientemente precisos.

La forma de realizar simulaciones precisas es utilizar los sistemas y equipos reales de guiado y control, sometiéndolos a los mismos movimientos y excitaciones que encontrarán en vuelo y registrando sus respuestas en tiempo real. Esto se denomina simulaciones *Hardware In the Loop* (HWIL).



Como se ha indicado en Capítulo 3, aunque desde su fundación en el INTA se ensayaban e instalaban equipos automáticos de aviones, no se desarrollaron sistemas de control automático hasta el *Banderilla*. Fue un poco antes de iniciarse este cuando se adquirieron, en 1965 y 1966 respectivamente, los dos primeros equipos básicos para esa función de desarrollo³⁰. Se trataba del computador analógico EAI TR-48 (Fig. 5.33) y de la mesa rotacional American Optical Co. (Space&Defence Division) Mod 200 (Fig. 5.34)

El computador analógico, con 48 amplificadores, era entonces una herramienta imprescindible para el cálculo y simulación de sistemas en tiempo real y se empleó extensamente en el proyecto *Banderilla* y otros de la época.

En cuanto a la mesa rotacional, conocida en el INTA como «mesa inercial», podía someter a los equipos inerciales, como los giróscopos, a rotaciones en un eje similares a las de vuelo y con la precisión apropiada. Ese eje de rotación podía inclinarse y fijarse manualmente con lo que la simulación se podía hacer también en dos ejes aunque de forma discontinua. No se llegó a utilizar en el *Banderilla*, pues este proyecto no llegó a una fase que lo exigiese, sin embargo si se utilizó para adaptar en el INTA sistemas inerciales de navegación y tiro de aviones de combate a exigencias específicas del Ejército del Aire.

En el INTA las necesidades de equipos para desarrollo de los sistemas de guiado y control sufrieron un cierto paréntesis, alrededor de siete años, desde el *Banderilla* hasta la realización del proyecto de INTA-300G. Tras este segundo proyecto esas necesidades se cubrieron ya de una forma muy avanzada con la realización de un nuevo laboratorio, en 1980, denominado «Laboratorio de Guiado» que será analizado en siguientes apartados.

Sin embargo, debe indicarse que en ese paréntesis, aunque no como un trabajo exclusivamente propio, el Instituto continuó su labor sobre sistemas de control automático colaborando con el Ejército del Aire en el SERMIS (Servicio de Misiles). Ya se vió en las Conclusiones al *Banderilla* (Capítulo 3) que este Centro fue instalado en terrenos del INTA por el Ejército del Aire, en colaboración con Philco-Ford (EEUU), con el objeto de efectuar la modificación de los misiles *Sidewinder* AIM-9B, entonces en servicio pero ya obsoletos, por los mas avanzados *Sidewinder* AIM-9J.

Desde el año 1974, en que se terminó su instalación, hasta 1979, en que el Ejército del Aire, que era el propietario, se hizo cargo directamente de su manejo, el personal del SERMIS fue aportado por el INTA, aunque financiado por el EA. No incluimos el análisis detallado de este centro en esta obra puesto que, aunque reunía muchas de las características de un laboratorio para desarrollo de sistemas de control, nunca fue un centro propio del INTA³¹. A partir de 1979 el centro continuó su andadura como una unidad aérea del EA, cambiando su nombre a Centro de Misiles (CENMIS) y actualmente se han ampliado sus funciones constituyendo el Centro Logístico de Armamento y Experimentación (CLAEX), creado en 1991 y dedicado a la experimentación en vuelo de aviones de combate y armamento aeronáutico, con una amplia colaboración del Instituto.

Volviendo al proyecto INTA-300G, aunque se sabía que eran necesarias unas instalaciones muy sofisticadas para el desarrollo completo del mismo, como también para cualquier proyecto de vehículo guiado futuro, no se disponía de los fondos para adquirirlas, programándose en todos los planes que requerían ensayos HWIL su realización en el extranjero.

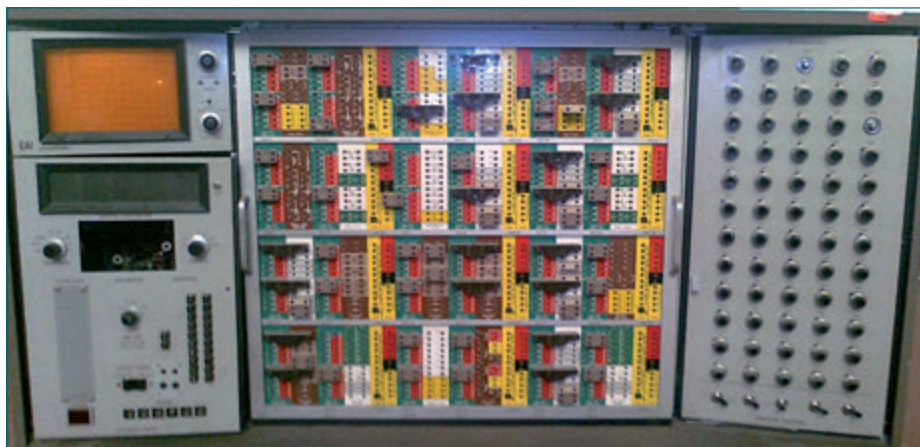


Fig. 5.33. Computador Analógico EAI TR-48. ■



Fig. 5.34. Mesa rotacional American Optical Mod-200. ■

Fue, paradójicamente, la orden de terminación del proyecto INTA-300G lo que facilitó la creación del «Laboratorio de Guiado» que cumpliría con las anteriores exigencias.

El programa de instalación del Laboratorio de Guiado

Al decidirse esa terminación quedaba aún una cantidad de dinero importante semicomprometida para ciertos componentes del vehículo, ya innecesarios, que fue rápidamente reconducida hacia la creación del Laboratorio de Guiado. Al mismo tiempo, se contaba con unas horas de personal preciosas, ya presupuestadas, para el nuevo trabajo. Inmediatamente, en 1979, con esos fondos y horas se comenzó el proyecto que quedaría formalmente culminado en 1982, con la entrada en servicio del laboratorio.

Para el personal del INTA encargado de esa instalación era un verdadero reto, tanto en el aspecto técnico de los ensayos con tecnologías que nunca antes habían sido aplicadas en España, como en el programático y financiero, con unos costes inusuales de los equipos de ensayo necesarios³².

Esto llevó a la dirección del programa a organizar una serie de desplazamientos del personal a distintos organismos y empresas extranjeras, para evaluar y obtener información de los sistemas más importantes. Especialmente fructuosas fueron las visitas al Dfvlr alemán y a la Universität der Bundeswehler (Universidad del Ejército Alemán) en Munich, donde se localizaron los equipos que podrían interesar más al INTA.

En 1980 se publicó el Pliego de Condiciones del equipo más importante, el simulador rotacional de tres grados de libertad, y se realizó el concurso, al que acudieron dos empresas: Carco Electronics y Contraves, ambas de EEUU. Esta última no cumplió con la fecha de entrega de su oferta y el contrato se adjudicaría a Carco Electronics que, en cualquier caso, hubiese sido el ganador por ser su propuesta muy superior a la de Contraves³³.

No fueron fáciles las decisiones a adoptar para redactar el pliego de condiciones, como se analizará después con mayor detalle. Si se tomaban como soporte los estudios realizados para este laboratorio durante el desarrollo del INTA-300G, la «mesa rotacional», el equipo básico del laboratorio, debería ser la más apropiada para un guiado INS de muy alta precisión como el de ese vehículo. Pero no existiendo ya ese programa dicho requisito dejaba de ser obligatorio. Había que prever el futuro empleo del laboratorio, que se esperaba que sería para sistemas guiados de tipo electroóptico (TV, IR, láser) en vehículos de alta maniobrabilidad pero sin abandonar los inerciales.

Así, los equipos que se especificaron y se adquirieron fueron inmediatamente aplicables al proyecto Scila (guiado INS/Láser), a la bomba guiada SBGL-1000 (también con guiado Inercial/Láser) y otros proyectos de misiles y satélites. En 1985 se incorporaría un nuevo equipo básico, el «Simulador de movimiento de blancos». Por otra parte, las instalaciones se han modernizado progresivamente, sobre todo en el aspecto computación, y recientemente se ha añadido además la simulación GPS. Además de lo anterior, el laboratorio ha estado involucrado en programas de misiles y satélites como el *Capricornio*, Hispasat, SIVA, Minisat, Nanosat, Microsat, Vulcano, Satélites en Formación, Harvd (Docking), etc.

El edificio fue diseñado en el INTA con soluciones para trabajo de laboratorio muy modernas. A los fondos remanentes del INTA-300G se sumarían subvenciones de la Conie, estimándose el desembolso total del orden de 500 Mpta de 1982 [11,2 M€-act].

El Laboratorio de Guiado

El Laboratorio cuenta con una superficie cubierta de unos 700 m², de diseño muy funcional, tal que permite la reconfiguración rápida y sin problemas de la mayor parte del espacio de trabajo. Añadido a las superficies de equipos o estudio, cuenta con un Área Limpia Clase 100 000 de 70 m², dotada de cabinas de flujo laminar Clase 100, para montaje de los subsistemas que lo precisen.

La situación del Laboratorio, con visión sin obstáculos de zonas de vuelo de la Base Aérea de Torrejón, le permite eventualmente efectuar ensayos, con blancos reales, de cabezas de misiles infrarrojos instalados en la mesa rotacional. A estos efectos, la pared de la sala del lado de la Base, donde está dicha mesa, está provista de un portón que se abre para que dichas cabezas puedan efectuar el seguimiento de los aviones en vuelo. (En la Fig. 5.37 se aprecia dicho portón, aunque protegido por una persiana).

La función básica del laboratorio era cubrir las variadas actividades de los diversos tipos de guiado, para lo que se adoptó como metodología básica la simulación integral, incluyendo no solo el sistema de guiado y control, sino también la dinámica del vehículo, la cinemática de los blancos y los estímulos exteriores que interaccionan con el sistema.

Esta metodología se aplica desde las fases de estudio conceptual, con programas de simulación en ordenador que evolucionan a lo largo del proceso de desarrollo, terminando, en las fases de evaluación, con simulación en tiempo real con «hardware» en el bucle y

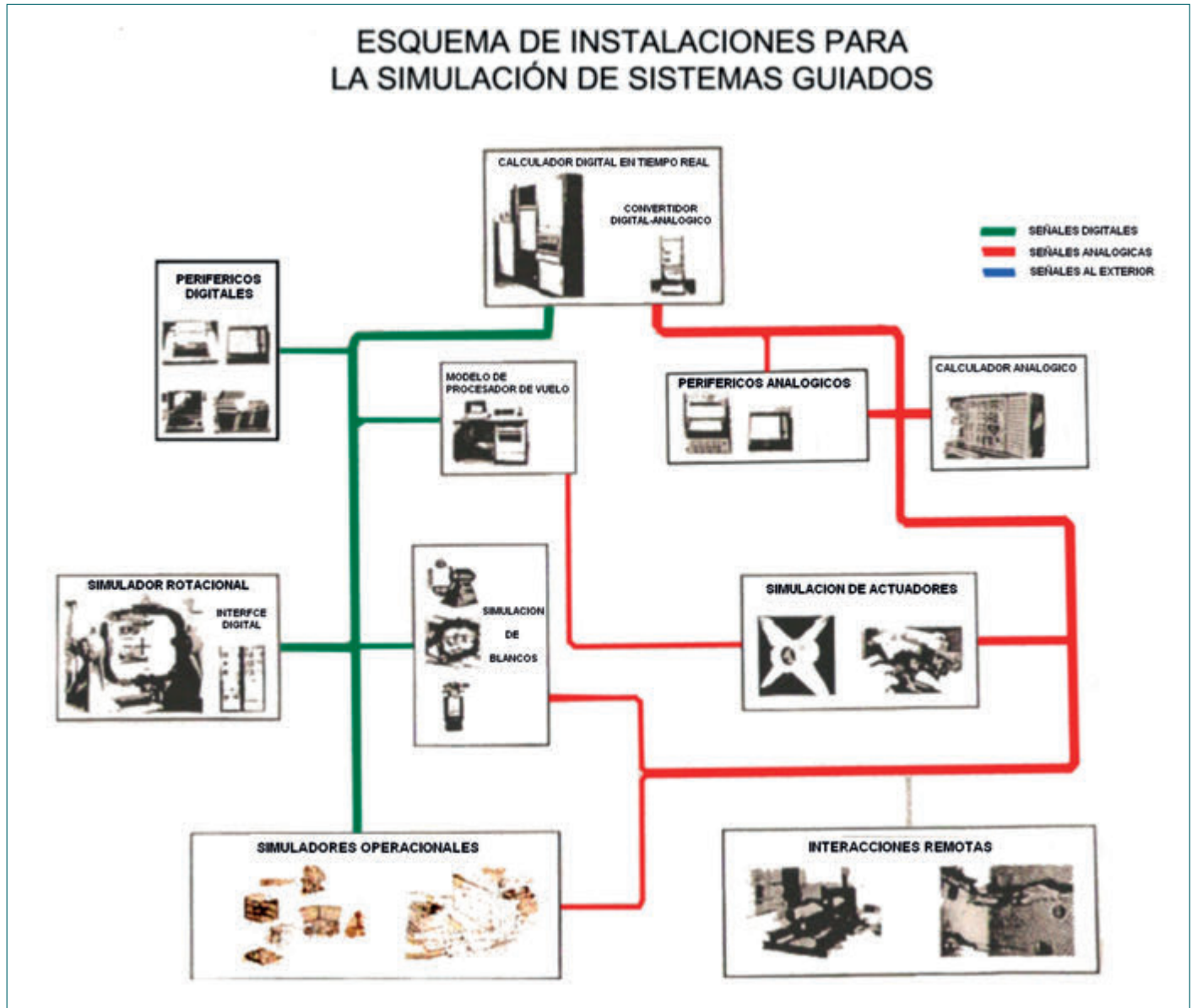


Fig. 5.35. Simulación con equipos reales en el bucle (HWIL). ■

blancos simulados (HWIL). En la Fig. 5.35 se presenta un esquema de esta compleja actividad. En este se puede observar que aparecen algunos componentes analógicos que actualmente están obsoletos, pero en aquella época las tecnologías analógicas y digitales compartían, casi en similar porcentaje, las misiones de cálculo y control en los procesos de guiado y control.

Examinaremos, primeramente, el proceso de simulación para, posteriormente, analizar con más detalle algunas de las instalaciones principales.

El núcleo del sistema lo constituye el Calculador Digital en Tiempo Real situado en el centro de la parte superior de la figura.

Los cinco bloques de la columna izquierda se refieren básicamente al sistema de guiado, mientras que los cuatro de la derecha simulan los actuadores y algunas características del vehículo.

En la parte inferior, el bloque de la derecha representa posibles equipos de actuación exteriores al laboratorio (banco de motores, túnel aerodinámico, etc.) y el de la izquierda, simuladores operacionales, que también pueden ser exteriores al laboratorio o que podrían añadirse en casos específicos (pantalla láser, simulador de vuelo de avión, etc.).

En el Calculador Digital se simula por *software* la dinámica del vehículo y de los blancos, enviando las señales del movimiento al simulador rotacional (donde está situada la cabeza de guiado) y a los simuladores de blancos. La cabeza detecta ahora los blancos como si se tratase de un vuelo real y envía las señales al procesador de vuelo («On Board Computer» OBC), también simulado o el modelo verdadero. En este procesador se aplica la ley de guiado y los resultados (órdenes para producir los momentos de control) se envían al ordenador central, donde se simula la trayectoria y los pares aerodinámicos sobre los controles. Puesto que se dispone de un simulador de los actuadores de control, se envían también esas ordenes de momentos de control a este, que también recibe los pares aerodinámicos obtenidos en el calculador central, simulándose así el funcionamiento real de los controles, donde al par de control ordenado se le oponen los momentos aerodinámicos.

Adicionalmente, el movimiento del blanco podría ser también ordenado por un simulador operacional (por ejemplo, un simulador de vuelo con un piloto efectuando maniobras evasivas). Asimismo, en el cálculo del movimiento del vehículo guiado podría intervenir una señal real remota proveniente del banco de ensayo de motores, que proporcionaría el valor real del empuje y/o los momentos de control producidos por una tobera móvil.

De todo lo anterior, lo más necesario de simular en este sistema es la cabeza de guiado, por su dificultad de modelización *software* correcta, así como los ciclos y la cadencia de órdenes y capacidad de cálculo en el procesador de a bordo (OBC).

Pasamos a describir a continuación los equipos que configuran el sistema.

Procesador Central

El sistema de cálculo en tiempo real instalado en su día se ha mantenido siempre a la cabeza del estado del arte, siguiendo a lo largo del tiempo el obligado proceso de mejora existente en el mercado.

Se adquirió inicialmente, en 1980, un procesador SEL-32/77, uno de los primeros de 32 bits y con capacidad para cálculo en tiempo real, quizás el más avanzado de la época para esta función. Así y todo hubo que complementarlo con un entorno de procesadores vectoriales para poder atender a las exigencias HWIL. En la Fig. 5.36 se presenta este ordenador.

La compañía SEL fue adquirida por la GOULD en 1981, la cual mantendría el núcleo de la línea de productos SEL, pasando el citado calculador a denominarse, a efectos de mantenimiento, Gould Concept-32/97.

En los primeros años 90, el Laboratorio sustituyó su sistema de cálculo en tiempo real por el más moderno Encore-91, integrado con la Memoria Reflectiva original de Gould, y el ordenador Alpha de Encore. Esta mejora seguía la introducida en los productos Gould-SEL por la empresa Encore, que había adquirido la división de ordenadores de Gould en 1989.

Los dos sistemas anteriores se mantienen aún operativos en el Laboratorio aunque están en desuso. Actualmente su función se realiza con un entorno de desarrollo integrado más moderno cuyo núcleo es un PC con el sistema MatrixX y RealSym, que conecta mediante *ethernet* a un controlador AC-1000 con *bus* VME. Es interesante mencionar que el AC-1000 tiene además dos tarjetas de procesamiento PowerPC que se utilizan bien en procesamiento paralelo o para otras funciones. Una de estas puede ser el simular procesadores de vuelo por su similitud funcional con estos en algunos casos. Vale la pena resaltar la utilización de tarjetas repetidoras del bus VME, que permiten incluir en el bucle de simulación en tiempo real equipos externos al laboratorio hasta una distancia de 4 km.

Se está todavía a la espera de una subsiguiente modernización del sistema de proceso, cambiando a uno abierto GPL con módulos RTAL, cuando se cuente con los fondos necesarios.

Simulador Rotacional de Cinco Ejes

Es la instalación básica del Laboratorio junto con el calculador central, y se presenta en la Fig. 5.37. Está compuesto por dos elementos: el Simulador de Misiles de Tres Ejes Carco-450 R-3 (cuadros azul, amarillo y blanco) y rodeándole, el Simulador de Blancos de Dos Ejes (cuadros rojo y negro), también de la misma empresa. El primero se instaló inicialmente en el laboratorio en 1980 y el segundo se añadió unos años después. Se describen a continuación.

En la imagen se puede apreciar el portón situado detrás del simulador que, como se mencionó, permite la visión de objetivos reales en vuelo desde las cabezas de misiles que se instalen en el mismo aunque, normalmente, los ensayos se hacen con la fuente IR situada en el Simulador de Blancos indicado.



Fig. 5.36. Ordenador SEL-32. ■

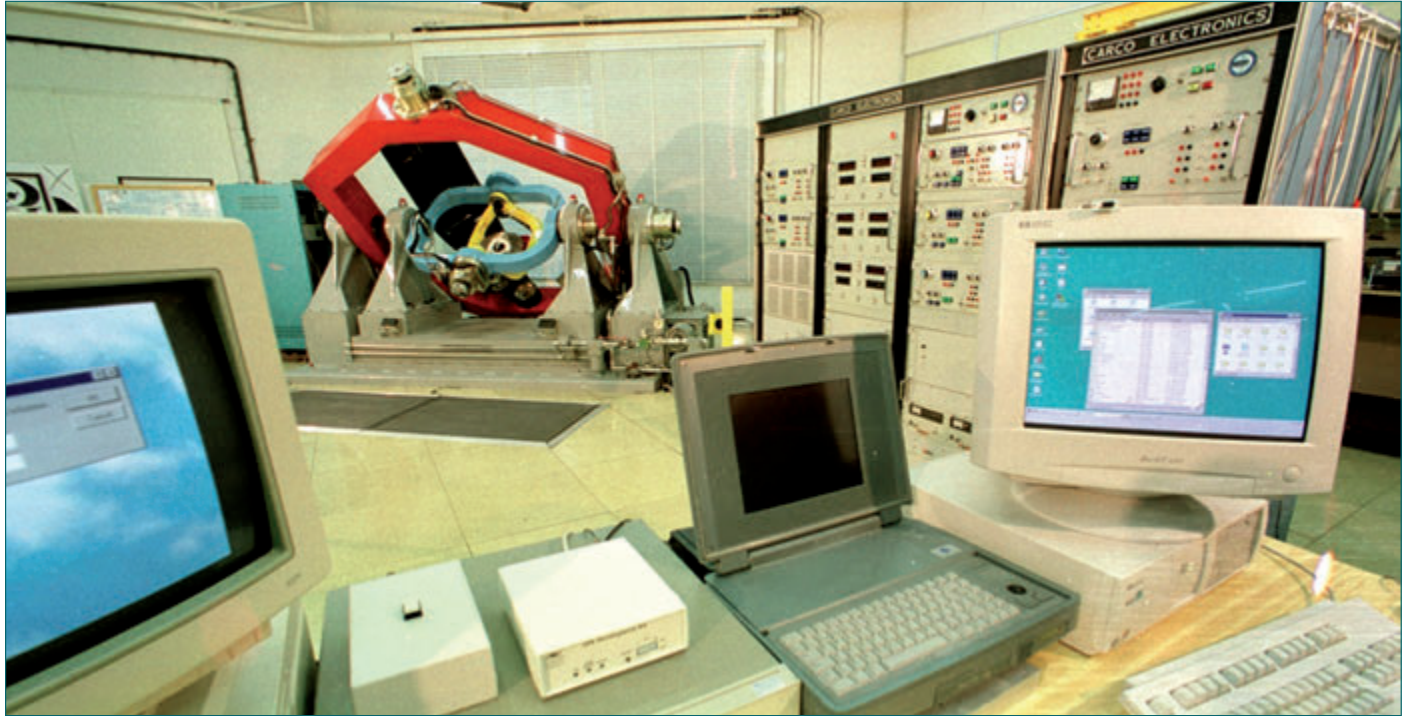


Fig. 5.37. Simulador Rotacional de Cinco Ejes. ■

Simulador de Misiles de Tres Ejes

En figuras 5.38 y 5.39 se presenta una imagen del simulador de tres ejes adquirido, en dos versiones de aplicación: ensayo de plataforma INS y ensayo de cabeza electroóptica respectivamente.

El simulador de tres ejes mueve la cabeza del misil o, en general, el sistema de guiado que se instale en él, con las rotaciones en picado, guiñada y balanceo ordenadas por el procesador central. El sistema de guiado excitado por la radiación recibida del blanco simulado, o simplemente por su propio movimiento si se trata de un sistema inercial, genera las señales de guiado que envía al procesador de vuelo.

Creemos que es interesante comentar el proceso de análisis por el que se decidió la elección de este equipo. Como ya se mencionó anteriormente este laboratorio se comenzó a diseñar para el INTA-300G, y por tanto se había estado barajando la posible adquisición de un típico simulador rotacional para guiado INS. Las características clásicas de estos son unas aceleraciones y velocidades rotacionales

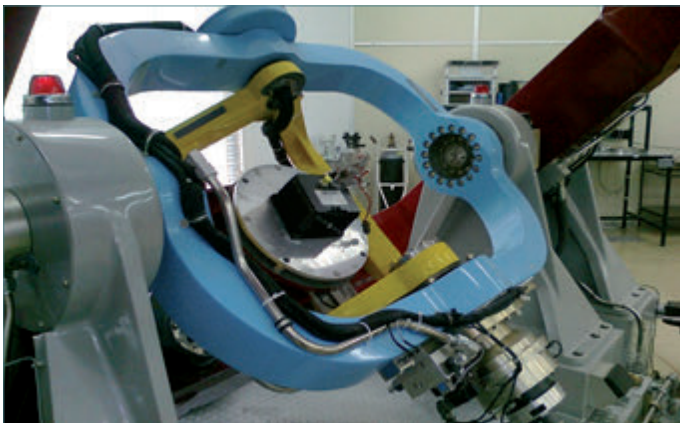


Fig. 5.38. Simulador Rotacional de Tres Ejes Carco-450 R-3. Ensayo de un INS. ■

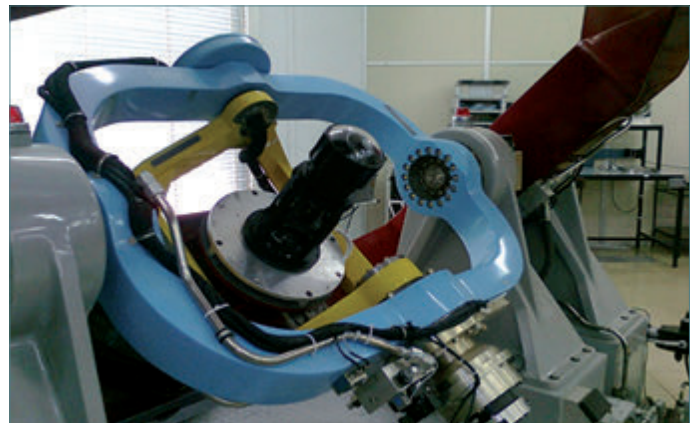


Fig. 5.39. Simulador Rotacional de Tres Ejes Carco-450 R-3. Ensayo de cabeza electroóptica. ■

bajas pero con una precisión muy grande (hasta de 1") en su posicionamiento. Esas son las exigencias de algunos de los vehículos que poseen esos sistemas (aviones de largo radio de acción, misiles balísticos, vehículos espaciales).

En otras palabras, lo que se estaba considerando era bastante similar al simulador de tres ejes Carco S-460 que se presenta en la Fig. 5.40 (CARCO ELECTRONICS. 1979)

Este simulador posee unas aceleraciones rotacionales relativamente bajas, como las de los vehículos que simula, por lo que sus motores son eléctricos en los tres ejes ya que se requiere poco par. Sin embargo, la precisión de posicionamiento es muy alta, como lo exige el guiado INS. Unas actuaciones de este simulador, para una carga de 5.0 lb-in.s², se presentan en la siguiente tabla:

Actuaciones del simulador Carco-S-460				
	Balanceo	Guiñada	Picado	
Aceleración máxima	1750	600	310	°/s ²
Velocidad máxima	1000	200	200	°/s
Velocidad mínima	0,0004	0,0004	0,0004	°/s
Desplazamiento	Continuo	Continuo	Continuo	°
Precisión máxima	± 0,0003	± 0,0003	± 0,0003	°

Se puede apreciar que las aceleraciones angulares laterales resultan muy bajas para un misil táctico y, además, como se aprecia en la Fig. 5.40, los cuadros de picado y guiñada no son abiertos, con lo que no se podría iluminar con una radiación proveniente del exterior una supuesta cabeza de un misil situada en su placa de giro axial. Es decir, no resulta apropiado para simular misiles con buscadores IR, láser y TV. Si a esto se une el pequeño valor de las aceleraciones laterales que produce se aprecia la baja utilidad de este tipo de equipo para la simulación de misiles tácticos.

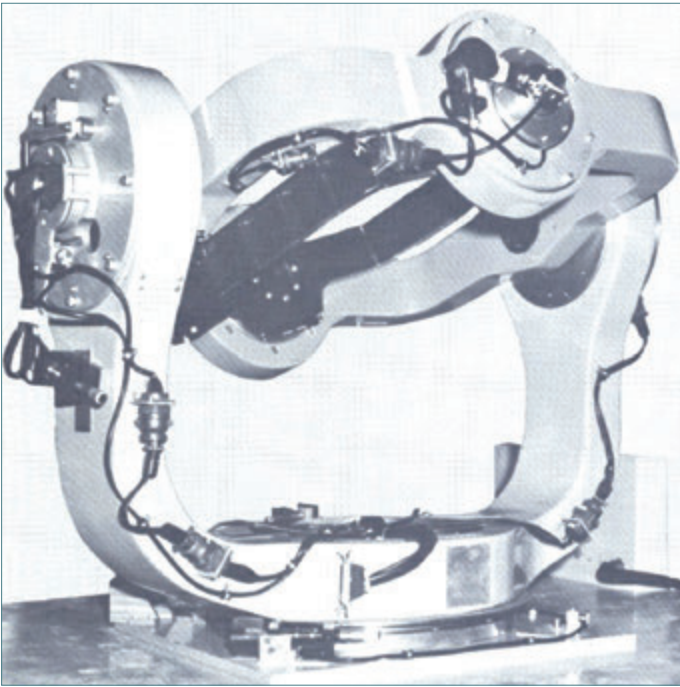


Fig. 5.40. Simulador Rotacional de Tres Ejes Carco S-460 (Desechado). ■

Nos encontrábamos, pues, con la disyuntiva de comprar un equipo de muy alta precisión pero solo aplicable a guiados INS y otro que valdría prácticamente para todos, incluyendo también muchas INS. Había que escoger, pues no era factible comprar los dos, ya que el precio de cada uno era del orden de 20 Mpta [510 k€- act], lo que hubiera representado un excesivo derroche para aquellos tiempos. Además, se pensaba que quizás el único vehículo que exigiría en España el simulador de alta precisión hubiera sido un programa de avión de combate o misil balístico, táctico o similar, y en tal supuesto ya habría dinero en ese programa para adquirirlo. Así que se optó por uno con las características del de la Fig. 5.38.³⁴

Indudablemente fue un acierto, pues ha sido válido para los diversos trabajos realizados en el Laboratorio de Guiado desde su creación. Únicamente en tiempos no muy remotos, quizás el *Capricornio* hubiera exigido un simulador de mayor precisión pero, desafortunadamente, ese programa se canceló.

Continuando, pues, con las características del simulador adquirido (Fig. 5.38), la masa y dimensiones máximas de la carga que puede soportar son: 60 kg, 450 mm de diámetro y 500 mm de longitud.

Por descontado que en ese simulador se pueden ensayar, además de las electroópticas, sistemas con guiado INS tanto para misiles como aviones y vehículos espaciales, siempre que estén dentro de las actuaciones de esta instalación. Para los INS no es necesario el simulador de blancos de dos ejes, pues la excitación de sus giróscopos se realiza por el propio movimiento de la mesa. Además de misiles con guiados electroópticos e INS, también pueden ensayarse sistemas con GPS y GPS/INS, si se cuenta con simuladores de GPS.



El movimiento de los cuadros de picado y guiñada se realiza con motores hidráulicos, mientras que el de giro axial es eléctrico. El control de los cuadros se puede hacer tanto en velocidad como en posición, así como con proceso analógico o digital. Las actuaciones características de este simulador (para una carga de 50 kg, Ø250 mm y 250 mm longitud) con control analógico o digital están dadas respectivamente en las tablas siguientes:

Si se emplea un control digital cambian la velocidad mínima y la precisión máxima, quedando:

Se aprecia la ganancia de precisión con el control digital y en ambos casos la gran superioridad en aceleración lateral sobre el simulador de cuadros cerrados.

Simulador Rotacional de dos ejes

Se representa en la Fig. 5.37 instalado sobre el de Tres Ejes. En el cuadro negro se sitúa la fuente que simula la emisión de radiación del blanco, normalmente IR, y el movimiento de ambos cuadros está ordenado por el Procesador Central que calcula el relativo misil-blanco.

La potencia es hidráulica y sus actuaciones características se dan en la siguiente tabla:

Procesador de a bordo

En el bucle de simulación HWIL se introduce, bien el propio microprocesador de vuelo o bien, por motivos económicos o de programa, uno con las mismas características funcionales, aunque no cumpla totalmente con los requisitos militares o espaciales. De hecho, durante una fase importante de los ensayos se utiliza el propio kit de prototipación del microprocesador, lo que permite cambios rápidos del *software* de acuerdo con los resultados que se van adquiriendo.

Los microprocesadores de vuelo, aun siendo especiales para la alta capacidad y velocidad requerida por el *software* del misil, suelen normalmente ser programados en *Assembler* para poder responder a esos requisitos dentro de su limitado tamaño.

En sí no son un equipo de utilización continua en el laboratorio, puesto que son normalmente específicos de cada misil y se aportarán con cada nuevo programa. Sin embargo, como se ha indicado, el laboratorio posee actualmente, integrados en su entorno de cálculo en tiempo real, microprocesadores Power PC que, en ciertos casos, podrán dedicarse a la simulación del procesador de vuelo.

Actuaciones del simulador Carco-450 R-3 (con control analógico)				
	Balanceo	Guiñada	Picado	
Aceleración máxima	2500	10 000	10 000	°/s ²
Velocidad máxima	1000	200	200	°/s
Velocidad mínima	0,0004	0,0004	0,0004	°/s
Desplazamiento	Continuo	120	150	°
Precisión máxima	± 0,05	± 0,05	± 0,05	°

Actuaciones del simulador Carco-450 R-3 (con control digital)				
	Balanceo	Guiñada	Picado	
Aceleración máxima	2500	10 000	10 000	°/s ²
Velocidad máxima	1000	200	200	°/s
Velocidad mínima	0,001	0,001	0,001	°/s
Desplazamiento	Continuo	120	150	°
Precisión máxima	± 0,002	± 0,002	± 0,002	°

Actuaciones del simulador de blancos de dos ejes Carco			
	Guiñada	Picado	
Aceleración máxima	1200	1200	°/s ²
Velocidad máxima	90	90	°/s
Desplazamiento	± 45	± 45	°

Simulaciones de blancos

Ya se ha hablado de la simulación del movimiento relativo de blancos IR utilizando el simulador rotacional de dos ejes situado sobre el de tres ejes (Fig. 5.37). Para la simulación de la propia radiación IR, el laboratorio cuenta con diversos equipos entre los que se pueden señalar: el IR Scene Simulator S/N 2SIM7941, de CI Systems; varios radiómetros, de los cuales el Pyroelectric PR200 de Moletron es el más apropiado para calibración del simulador dinámico, cámaras de IR Agema, etc.

La simulación de un guiado láser semiactivo debe hacerse normalmente con una fuente láser fija, que ilumina un espejo móvil. En el laboratorio se ha trabajado con fuentes de alta potencia de International Laser Systems (Fig. 5.41) y se cuenta con el espejo móvil Carco P-700 (Fig. 5.42). Para estos sistemas, el movimiento de este espejo, mandado por el procesador central, simula el movimiento relativo entre el designador y el blanco. El haz láser reflejado en el espejo se envía a una pantalla donde incide y se difunde simulando el blanco, que es captado por el sensor de la cabeza del misil, montada en el simulador de tres ejes, que envía las señales correspondientes al procesador de a bordo.

También se pueden simular fuentes de reflexión radar, para blancos cuando el misil posee guiado semiactivo o activo radar, colocando los simuladores en una instalación específica, dentro de una cámara anecoica.

Adicionalmente, como ya se ha indicado anteriormente, en esta instalación concreta del INTA, se pueden utilizar blancos reales, disponiendo el vuelo de aviones delante de la cabeza del misil situado en el simulador de tres ejes, abriendo el portón exterior existente al efecto.

Una simulación similar a la anterior pero para maniobras del blanco muy exigidas se puede realizar utilizando las salidas de posición del avión de un simulador de vuelo, exterior al laboratorio, donde el piloto lleva a cabo las maniobras evasivas. Esas salidas se emplearían para elaborar las órdenes del movimiento del simulador rotacional de dos ejes. Para este caso, serían de aplicación las mencionadas tarjetas repetidoras del *bus* VME integradas en el entorno de cálculo del laboratorio.

Finalmente, puesto que la señal que se obtiene al seguir los blancos sirve de alimentación al sistema de guiado, podemos introducir en este apartado el simulador GPS, modelo Spirent, recientemente instalado en el laboratorio. Este, en combinación con el movimiento del misil calculado en el procesador central y transferido al simulador rotacional, simula a su vez las señales GPS que el misil recibirá a lo largo del vuelo.

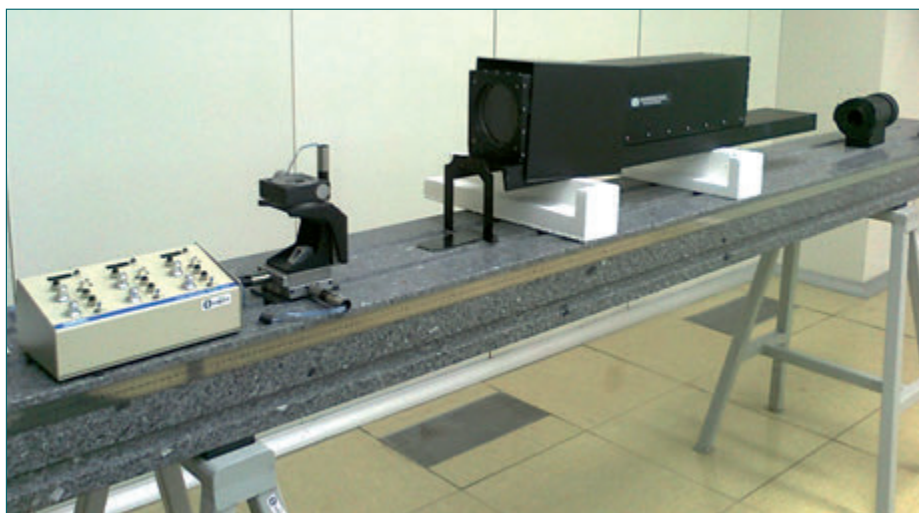


Fig. 5.41. Fuente láser de International Laser Systems. ■



Fig. 5.42. Espejo reflector láser Carco P-700. ■

Simulación de actuadores

Los actuadores de los misiles son normalmente de tipo aerodinámico o por deflexión del chorro de los motores. El funcionamiento de estos últimos no puede hacerse dentro de este laboratorio, sino que se realiza en instalaciones remotas (bancos de motores),

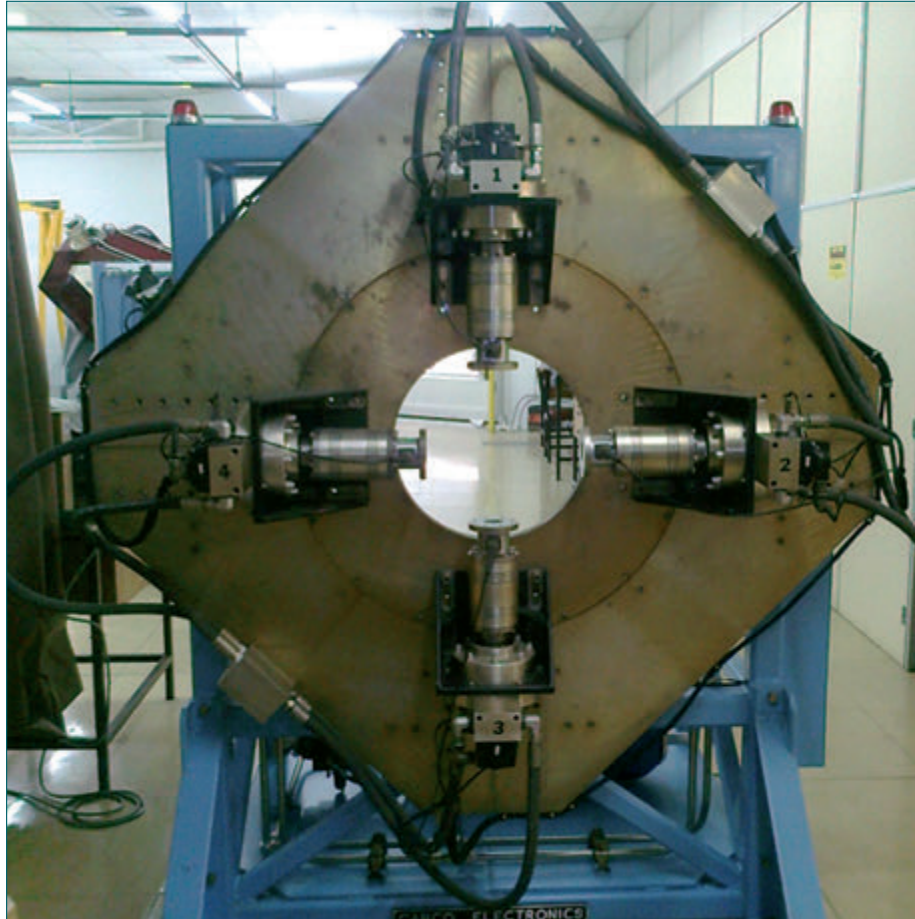


Fig. 5.43. Simulador de Pares Aerodinámicos Carco S-105. ■

de los actuadores durante el ensayo es igual al que tendría el sistema en vuelo, pues se le aplican las mismas cargas aerodinámicas simuladas.

Las características principales del simulador instalado (Carco S-105-2) son:

Si consideramos el caso de los vehículos espaciales, los actuadores típicos de estos son los microcohetes de propulsión química, chorros de gas frío y actuadores inerciales.

Para los microcohetes de propulsión química se debe emplear la simulación remota, como ya se ha indicado para el control por deflexión de gases del motor cohete.

La simulación de chorros de gas frío puede realizarse dentro del laboratorio, como ya se hizo, mediante una pequeña bancada, para el sistema de chorros de Freón-14 del INTA 300G³⁵.

En otra área, la simulación de los sistemas de actuación inerciales espaciales, como son las ruedas de reacción, los volantes de inercia y los giróscopos de momentos de control (CMG), es bastante sofisticada y de alto presupuesto. A diferencia de los simuladores anteriores, cuyos movimientos se generan con motores con un par importante, los pares de los sistemas de actuación inercial son provocados por momentos giroscópicos o de reacción inercial, de valor muy bajo aunque suficiente para mover un satélite que está en el vacío, siendo este movimiento difícil de reproducir con esos niveles de par por un sistema mecánico en tierra. A pesar de ello, estos simuladores son necesarios si se pretende desarrollar esos sistemas de control y, a pesar de su dificultad, se fabrican en ciertas empresas. En el INTA se está previendo su instalación para próximos satélites.

pero se les podría hacer intervenir en el ensayo HWIL por medio de una intercomunicación entre ambas instalaciones en tiempo real, siendo también para eso de aplicación las tarjetas repetidoras del *bus* VME disponibles.

En cuanto a simulación de los controles aerodinámicos, sí se realiza dentro del laboratorio. Para ello se utiliza un simulador de Pares Aerodinámicos tipo Carco S-105-2 (Fig. 5.43). Este equipo dispone de un área central donde se sitúa la sección circular del misil que contenga los motores actuadores de los controles aerodinámicos, con sus ejes de charnela montados.

Alrededor de esa área central están dispuestos cuatro motores eléctricos, cuyos ejes se conectan radialmente a los de charnela de los actuadores de control del misil. Estos actuadores reciben las órdenes de giro desde el procesador de a bordo con el autopiloto simulado, mientras que los motores del simulador reciben la orden de giro desde el Procesador Central, que está calculando en tiempo real los pares aerodinámicos creados sobre la aleta al mismo tiempo que esta recibe el par de control.

El resultado es que el funcionamiento

Velocidad máxima	600	°/s ²
Desplazamiento máximo	± 45	°
Par máximo (por actuador)	25	kgm

Las primeras realizaciones prácticas del Laboratorio de Guiado

Quizás sea importante resaltar aquí las tres primeras tareas de este Laboratorio tras las que quedaron plenamente establecidas su capacidad y necesidad (Fig. 5.44).

Como se ha expuesto en su momento, el Laboratorio de Guiado se ideó para el Vehículo Experimental INTA-300G pero fue precisamente la cancelación de ese proyecto lo que proporcionó los primeros fondos para el mismo.

Sin embargo, durante el proyecto del vehículo se habían fabricado los modelos de ensayo del sistema de control y guiado con la plataforma inercial Honeywell y los dos sistemas de control: aerodinámico (Fig. 3.24) y de gas Freón-14 (Fig. 3.25). En

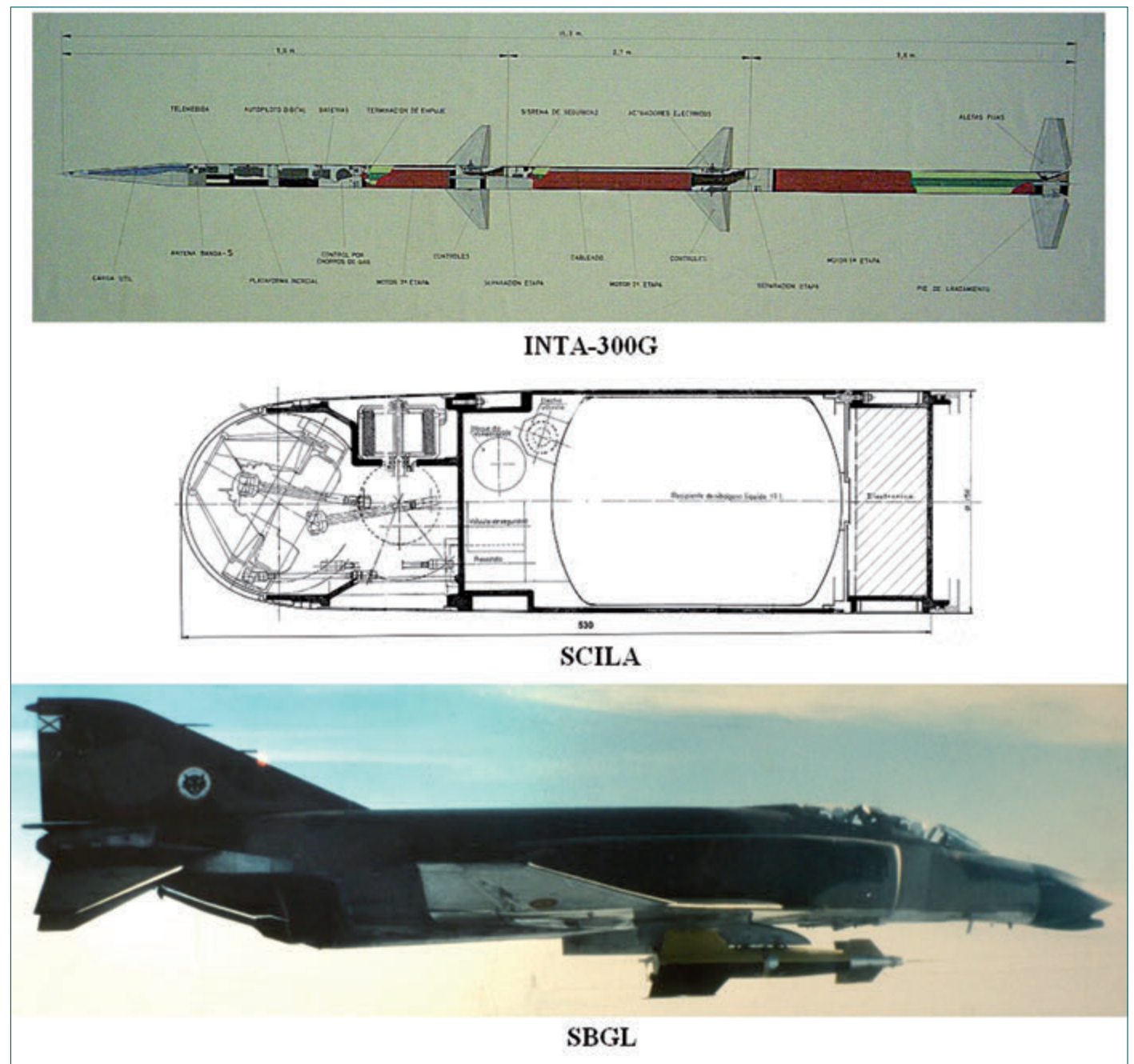


Fig. 5.44. Las tres primeras tareas del Laboratorio de Guiado. ■



1982, recién instalado el laboratorio, se realizaron en él ensayos HWIL con esos modelos. La intención era doble: por un lado, completar el proyecto hasta ese hito básico, quizás con la esperanza de que «reviviera»; y por otro, el entrenamiento real del personal. Al menos esta última se cumplió totalmente, pues seguidamente se pudieron abordar programas más complejos sin grandes problemas.

A principios de 1983 se comenzó la línea de investigación Sistema de Control Inercial-Láser (Scila), también descrita en el Capítulo 3, con la que se ampliaron las capacidades del laboratorio a la simulación con guiado láser. Esta línea continuó hasta finales de 1985, y esencialmente sirvió para desarrollar y ampliar el entrenamiento de personal en este nuevo tipo de simulaciones.

Esta preparación se aprovechó totalmente con el proyecto de la bomba de aviación SBGL-1000, con guiado inercial y láser. Se trataba de un vehículo no propulsado que diseñó la empresa Sener por contrato con el Ejército del Aire y cuyas características más importantes eran: largo alcance y alta precisión con una masa de 1000 kg. Su tipo de guiado se adaptaba perfectamente a las capacidades del laboratorio y se contrató con el INTA la utilización del mismo desde mediados de 1983 hasta 1986, en paralelo con el *Scilla*, consiguiéndose en los ensayos en vuelo el control efectivo de la fase terminal impactando con la precisión requerida. Es la única arma guiada, totalmente nacional, que haya llegado a los ensayos en vuelo y obteniendo resultados positivos.

Está claro que este desarrollo no se hubiese podido conseguir sin un laboratorio como este. De no existir el del INTA se deberían haber contratado esos servicios fuera de España, con todas las desventajas implícitas: logísticas, instalaciones y personal, económicas y, muy posiblemente, de capacidad técnica. Fue un buen ejemplo de lo que puede ser la función técnica del INTA, como organismo público, respecto a las empresas y otros organismos. El proyecto SBGL no continuó, en parte quizás debido a que su desarrollo se alargó hasta la época de la sustitución del *Phantom* por el F-18, al cual era difícil de adaptar este vehículo por su peso y tamaño.

Para terminar, se muestra una fotografía del aspecto exterior del laboratorio, que no ha variado desde su construcción.



Fig. 5.45. Laboratorio de Guiado. ■

Notas

1. Se separaba de las ideas que se habían manejado en la Comisión Técnica Asesora de Cohetería, la cual proponía un campo de ensayos y ejercicios militares.
2. Escrito por Mariano Vázquez Velasco, editado por el INTA en 2010. Contempla toda la historia del campo, con sus principales campañas, ejercicios, evolución y equipamiento.
3. El equipo que estudió los emplazamientos estaba formado, de manera continua, por Jorge Soriano, Pedro Sanz-Aránguez y Álvaro Azcárraga, intervinendo esporádicamente otras personas del Departamento de Equipo y Armamento, principalmente.
4. Esto se realiza por un aviso denominado «Notam», de carácter internacional, que se ha de emitir con anterioridad precisando la zona de caída y el período de lanzamientos.
5. Informe presentado a la Conie el 2-4-1965 por J. M. López de Azcona.
6. Francia hizo una primera propuesta en noviembre de 1964 y la segunda en diciembre de 1965.
7. Asistieron a esta visita, en septiembre de 1965, por parte del INTA: Pedro Blanco Pedraza, Jorge Soriano, Gabriel Peña Aranda, Álvaro Azcárraga y Pedro Sanz-Aránguez.
8. Se desplazaron a Cabo Ortegal para estudiar el terreno por primera vez, en febrero de 1965, Jorge Soriano, Pedro Sanz- Aránguez y Álvaro Azcárraga, quienes también realizarían otros viajes durante ese año con personal de la Sección de Obras del INTA, llegándose a hacer un levantamiento topográfico, para el proyecto de accesos e infraestructuras, que se materializó en enero de 1966.
9. Si al equipo que estudiaba los emplazamientos se le preguntaba qué le parecía Cabo Ortegal respondía, casi con algo de enfado, algo así: «Es un sitio precioso, con caballos semisalvajes, con unas personas excelentes en Cariño, con unas langostas fabulosas, con unas vistas al mar impresionantes. Es un sitio que puede servir para casi todo menos para lanzar cohetes de sondeo».
10. En diciembre de 1965, ya el Comité Científico Técnico del INTA indicaba que se considerase seriamente la solución en Huelva. No obstante, aunque se cortó el proyecto de la Base Conjunta Hispano-Francesa en Cabo Ortegal, las relaciones técnicas con ese país continuaron de una forma intensa. Un buen ejemplo sería el proyecto del misil *Banderilla* (1967/70), en colaboración con Matra, que comenzaría poco después y que ya ha sido tratado en el Capítulo 3.
11. La operación tuvo algo de aventura, pues en esa zona entonces no existían carreteras, y se tuvo que emplear un Land-Rover para hacer la exploración utilizando las pistas forestales. Fue el mismo equipo que se desplazó al Cabo Ortegal el que también realizó la exploración de esta zona.
12. A Wallops Island se desplazaron en septiembre de 1965 José María Goya, Álvaro Azcárraga y Pedro Sanz- Aránguez y en enero de 1966 se firmaba el Memorandum INTA-NASA sobre Campos de Lanzamiento.
13. El primer lanzamiento oficial fue el de un cohete *Skua* el 15 de octubre de 1966.
14. Véase al respecto lo expuesto en el capítulo de los Cohetes de Sondeo, en particular el Anexo A.2.3.
15. Véase los detalles en http://fuseurop.univ-perp.fr/skupe_e.htm.



16. Véase Fisher W.T. (1965).
17. Este contrato supuso un espaldarazo para Sener, que inauguró su entrada internacional en el campo espacial.
18. Véase: Sanchez Tarifa, Carlos. SENER (1968).
19. Se denomina «alcance directo» el que se obtiene con un blanco de 1 m² de superficie de reflexión sin el apoyo de ningún respondedor electrónico.
20. El equipo responsable de la instalación de esta Planta, así como del Banco de Ensayo, estuvo encabezado por José María Monasterio Cabrerizo junto con Julián Castellanos Morón, quien tomaría el relevo cuando el primero dejó el INTA.
21. El diseño de las casetas preveía una pared débil enfrentada al merlón de la galería, para que en caso de explosión la onda se dirigiese en esa dirección. Los edificios de llenado y prensado tenían a todo su alrededor merlones, estando las zonas ocupadas por el personal protegidas por muros de hormigón y puertas de acero.
22. Realmente esta máquina tenía un gran parecido con la alfarería y con las picadoras de carne. En el esquema, por simplicidad, se ha dibujado la correa de alimentación alineada con el eje de la máquina, cuando en la realidad era perpendicular, como se muestra en la figura siguiente.
23. En todas las instalaciones de este tipo las normas de seguridad se aplican a rajatabla, no obstante, siempre hay accidentes. En nuestro caso solo tuvimos un percance al manipular un motor probeta con el propulsante del *Urbión*, sin ninguna consecuencia, gracias a haberlas seguido adecuadamente.
24. A título de curiosidad, la máquina de marca IKA, fabricada en Alemania, llegó a España en los primeros días de 1992, justo cuando se acababan de abolir las barreras aduaneras dentro de la Unión Europea. Se terminaba con el lento y tedioso proceso de los trámites que tantos quebraderos nos habían dado.
25. La velocidad de combustión se aproxima por la ecuación $v_c = ap^n$, que es básica en todos los cálculos de diseño de un motor. El parámetro a es función de la temperatura, mientras que el exponente n lo es en mucha menor medida. Este indica la sensibilidad respecto a la presión p , y ha de ser $n < 1$, pues en caso contrario el fenómeno sería inestable.
26. Esta función la había cumplido el Laboratorio de Cauchos, del Departamento de Materiales, hasta su cierre.
27. El Banco estaba separado unos 1500 m del eje de la pista de la Base Aérea de Torrejón de Ardoz y la dirección de los disparos formaba unos 45° con ese eje. Aún así, la cantidad de humo provocado por la combustión de algunos motores era tal (véase el *Veleta* en el Capítulo 2) que podía molestar seriamente a las maniobras de aterrizaje. La coordinación con el Ala 12 fue un requisito añadido a los protocolos de ensayo.
28. Queremos citar a los responsables de esta instalación, que fueron los artífices de todas sus mejoras. Fueron Gregorio Alcol de las Morenas, Agustín Rodríguez Lozano, José Pingarrón Rodríguez y Luis Rodríguez Martín.
29. En particular el avión EF-2000 *Eurofighter*, ya que las actividades de ensayos de armamento se llevaban a cabo en una de las Secciones del Departamento de Armamento, y parte del personal prestaba servicio en ambas áreas. Con el tiempo, las Secciones se renombraron como Áreas, y hoy día una de ellas, la de Propulsión, pertenece al Departamento de Aerodinámica y Propulsión y la otra, como Ensayos en Vuelo y Armamento, al Departamento de Aeronaves y Armamento.
30. En la Sección de Instrumentos de Abordo, fue José Manuel Carballal Prado el ingeniero responsable de la adquisición e instalación de esos equipos.
31. El personal aportado por el INTA, que incluía incluso al propio Director del SERMIS, Jose Manuel Carballal Prado ya citado, realizó una extraordinaria labor en el tiempo en que actuó, efectuando la transformación de 980 misiles. Al terminar su labor en ese centro pasaron de nuevo al Instituto, incorporándose algunos a los proyectos de guiado en marcha, aportando conocimientos y experiencia prácticos muy valiosos en el nuevo entorno en que tenían que actuar.
32. Las personas que dirigieron el diseño y especificaron las instalaciones fueron Pedro Sanz-Aránguez, José Luis Quesada y Cristóbal Martín Rico del Departamento de Armamento. El edificio fue proyectado y dirigido por Julio Fernández Sintés, de la Sección de Obras del INTA, que es además autor de otros edificios del Instituto y a los que confirió un estilo propio.
33. Por cierto, poco más tarde, en 1995, Carco adquirió Contraves.

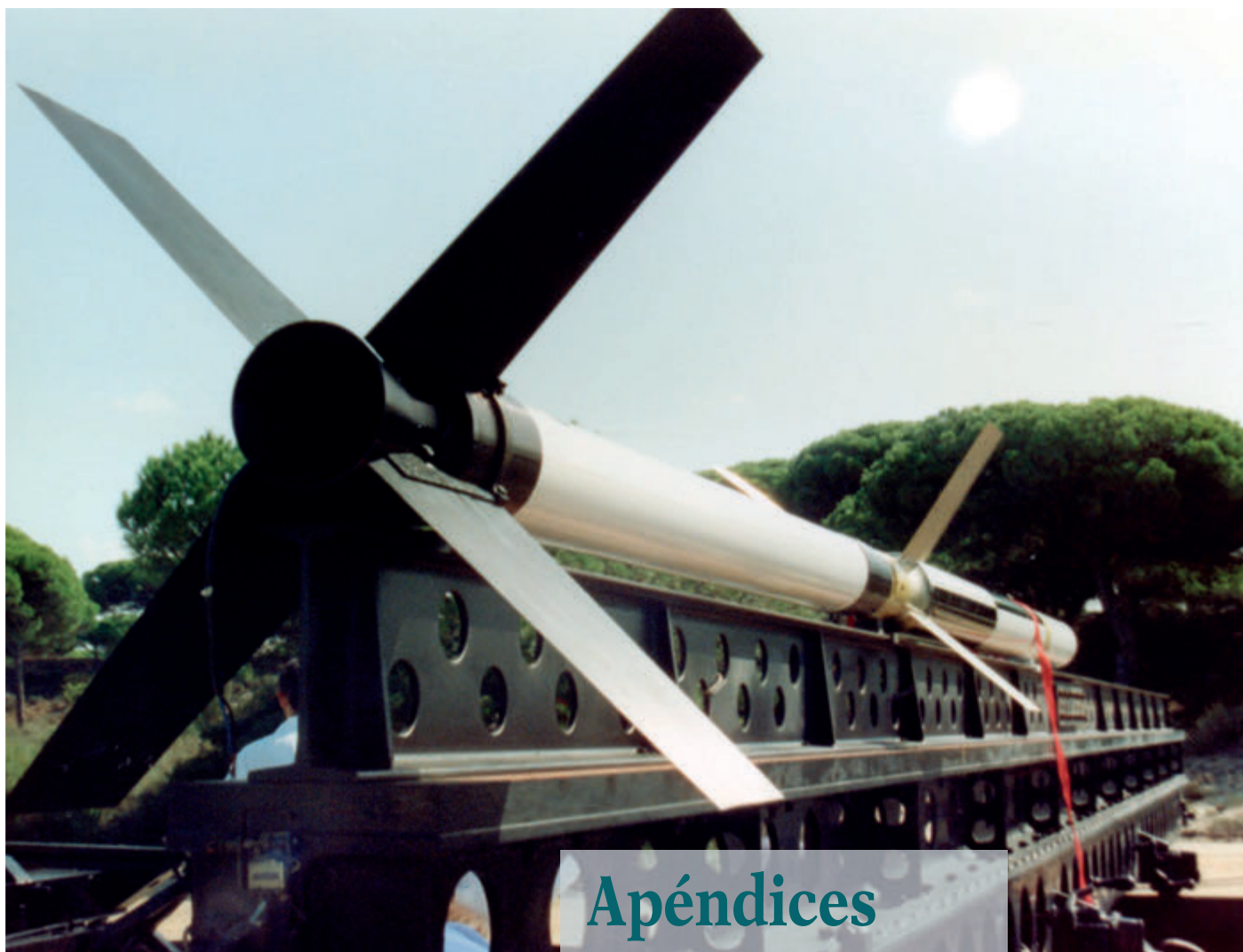
34. Es quizás interesante el seguir las vicisitudes a que dieron lugar los estudios hechos en el INTA sobre la mesa Carco S-460, que fue desechada para el Laboratorio de Guiado en favor de la Carco-450R-3 como se ha indicado. Esos hechos muestran claramente la importante transmisión de conocimientos que se efectuaba desde el Instituto a la Industria a través de los movimientos de personal.

Una mesa S-460ND, similar a la mencionada anteriormente, aunque lógicamente mas avanzada, fue adquirida por la empresa CESELSA alrededor del año 1986 para su nuevo laboratorio de navegación y guiado, principalmente para aviones de combate. Las especificaciones, dirección y manejo del laboratorio estuvieron a cargo de personal proveniente del INTA que, precisamente, había participado a un alto nivel en la selección de equipos para el Laboratorio de Guiado y conocía por tanto perfectamente las características y aplicaciones óptimas de ese equipo. Se trataba de Cristóbal Martín Rico y Joaquín Castillo Rodríguez. Pero desde que CESELSA e INISEL se unieron integrándose en INDRA, el laboratorio con la mesa Carco S-460ND no encajaba en los planes de negocio de la nueva empresa y dejó de utilizarse aproximadamente desde 1995.

En la Cátedra de Misiles y Vehículos Espaciales de la ETSIAeronáuticos se había realizado en 1998 el Proyecto, financiado por la Cicyt, de un laboratorio de guiado para sí misma. Esta Cátedra estaba dirigida desde 1997 por Pedro Sanz-Aránguez que ya había dirigido en el INTA la selección de los equipos del Laboratorio de Guiado en 1980 y posteriormente el mencionado laboratorio de CESELSA. Conocía por tanto bien las características técnicas de la mesa Carco S-460-ND y su situación en INDRA. Dado que esta empresa no daba ningún uso a esa mesa, se le solicitó que la donase a la ETSIA para ese laboratorio en formación de la mencionada Cátedra. INDRA aceptó la propuesta y efectuó la donación en 1999. Puesto que se trataba de un instrumento de alta precisión, la mesa necesitaba una importante revisión y puesta a punto con alguna reparación menor. El coste de lo anterior era relativamente pequeño en comparación con el elevado coste de una mesa nueva, pero su valor absoluto resultaba excesivo para la Escuela. Efectivamente, verbalmente personal de la Cicyt comunicó al Director de la Cátedra que «el hecho de que hubiesen proporcionado la financiación del proyecto de laboratorio no implicaba en absoluto la del laboratorio en sí». De manera que el equipo permaneció en la Escuela durante un tiempo, sin utilizar, buscando una fuente para esos fondos.

Verdaderamente, ese equipo comenzaba a ser una preocupación seria para las personas que habían instado la donación y que comenzaban a prever que, además de «telarañas», le podrían salir nuevas averías. Pero, afortunadamente, en el año 2002 se estableció entre la Cátedra y el LQCA de la Marañosa una colaboración por la que la primera debería realizar un Proyecto de Laboratorio de Misiles para la segunda. La mesa S-460ND se adaptaba a ese laboratorio y se incluyó entre los equipos del Proyecto, de forma que la Escuela se la cedería a La Marañosa. Entre organismos oficiales no se podían hacer traspasos de propiedad sino sólo de «cesión de uso». Por tanto se firmó un acuerdo para esa cesión entre la Escuela y el LQCA, por el que la mesa sería instalada en y por el segundo que correría con los gastos de reparación y puesta a punto (Carlos López Agudo era el Director del LQCA y José Luis Montañés García el de la ETSIA). El LQCA podría utilizar el equipo libremente en sus programas y la Escuela, por medio de acuerdos puntuales para evitar interferencias, podría utilizarlo también para actividades de docencia e investigación. La mesa se trasladó al LQCA en Mayo de 2003, donde se instaló adecuadamente y está en servicio desde entonces.

35. Véase lo expuesto en el Capítulo 3 sobre el INTA-300G.





Depreciación de la peseta

Los datos económicos que hemos manejado son fragmentarios y no uniformes. Se han obtenido de informes y escritos, pero no de la contabilidad del INTA o la Conie. Esto habría supuesto un trabajo casi imposible de acometer y que no consideramos fundamental en el relato de la historia de los cohetes. Sin embargo, sí son un indicador del interés de las instituciones en los diversos momentos de la historia. Otra dificultad adicional en las valoraciones es que en casi todos los datos manejados económicos no se incluían los gastos de personal, al ser este funcionario o laboral fijo, y esta partida habría supuesto un incremento importante en las valoraciones reales. Asimismo, también había trabajos que no se cargaban a programas específicos, sino a gastos generales; esto sucedía especialmente con las actividades de ensayos, pruebas o fabricaciones en los Talleres del INTA.

Otro problema de interpretación es la actualización de las cantidades a lo largo de los cincuenta años que abarca la historia. Con el fin de ayudar al lector en este campo hemos incluido casi siempre tras las cantidades una equivalencia a euros de 2010, como [€-act], afectado por el prefijo «k» o «M» para expresar los miles o millones. Para estas operaciones nos hemos ayudado del trabajo *Evolución de la peseta en la historia (años 1868-2001)*¹ en el que se analiza la vida de la peseta, desde su creación en 1868 hasta su desaparición en 2002, desde el punto de vista de su poder adquisitivo así como su cambio con otras divisas (dólar, libra esterlina y franco francés). Del primero se presentan tres indicadores: el «Índice de Precios al por Mayor», el «Índice de Precios al Consumo» (IPC), o coste de la vida, y el «Índice de Precios Implícitos» del producto interior bruto. Durante el período de vida de la peseta, el primero se multiplicó por 217, el segundo por 404 y el tercero por 446. De estos, solo el último cubre toda la actividad económica, pues incluye todos los sectores productivos que integran el PIB debidamente ponderados. Por esta razón hemos adoptado este como referencia entre 1945 y 2001, completándolo hasta 2010 con el IPC que proporciona el INE. En la tabla que sigue se presentan estos valores en la segunda columna, cuya base unitaria está en 2010. Hemos comparado esta serie con otras presentadas por los servicios de análisis de entidades bancarias y son bastante parecidas. Finalmente, en la tercera columna se presenta el valor en euros de 2010 de un millón de pesetas de cada año.

Entendemos que estas ponderaciones son solo indicativas, pero estimamos que útiles para el lector.

	v_a/v_{2010}	€-act/Mpta
1945	116,76	701 728
1946	93,14	559 766
1947	81,48	489 695
1948	77,68	466 856
1949	76,01	456 829
1950	66,70	400 869
1951	60,12	361 293
1952	57,73	346 224
1953	57,73	346 930

	v_a/v_{2010}	€-act/Mpta
1954	56,80	341 362
1955	54,19	325 682
1956	49,76	299 067
1957	45,96	276 248
1958	41,92	251 916
1959	38,84	233 428
1960	38,16	229 338
1961	36,51	219 431
1962	34,47	201 144

1963	31,53	189 498
1964	29,40	176 707
1965	26,54	159 484
1966	24,98	150 127
1967	23,07	138 631
1968	22,03	132 427
1969	20,97	126 051
1970	19,83	119 208
1971	18,09	108 699
1972	17,03	102 357
1973	14,59	87 671
1974	12,44	74 767
1975	10,71	64 348
1976	9,23	55 475
1977	7,48	44 971
1978	6,15	36 985
1979	5,34	32 074
1980	4,68	28 115
1981	4,24	25 505
1982	3,72	22 377
1983	3,35	20 106
1984	3,01	18 103
1985	2,77	16 664
1986	2,53	15 198

1987	2,41	14 456
1988	2,28	13 687
1989	2,13	12 776
1990	1,98	11 910
1991	1,85	11 107
1992	1,74	10 452
1993	1,64	9873
1994	1,58	9519
1995	1,51	9045
1996	1,46	8779
1997	1,44	8628
1998	1,40	8438
1999	1,36	8203
2000	1,31	7903
2001	1,27	7903
2002	1,23	
2003	1,19	
2004	1,16	
2005	1,12	
2006	1,08	
2007	1,05	
2008	1,01	
2009	1,01	
2010	1,00	



Índice de Acrónimos

ADASA	Armamento de Aviación S. A.
AFMDC	Air Force Missile Development Center
AGARD	Advisory Group for Aerospace Research and Development
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
AIM	Air Missile
AMROC	American Rocket Co.
ASEE	American Society for Engineering Education
ASI	Agenzia Spaziale Italiana
ASME	American Society of Mechanical Engineers
ATSC	AlliedSignal Technical Services Corporation
BAe	British Aerospace
BAJ	Bristol Aerojet Ltd.
BPD	Bambrino Parodi Delfino
BR	Baja Resistencia
BRFA	Baja Resistencia Freno-Acelerada
BRP	Baja Resistencia con Paracaídas
BRPS	Baja Resistencia con Paracaídas Superfrenada
CADAM	Comisión Asesora para el Desarrollo de Armamento y Material
CAEPE	Centre d'Achèvement et d'Essais des Propulseurs et Engins
CAICYT	Comisión Asesora de Investigación Científica y Técnica
CASA	Construcciones Aeronáuticas S. A.
CAT	Cohete Aire-Tierra
CD	Coeficiente de resistencia
CDTI	Centro para el Desarrollo Tecnológico e Industrial
CEDEA	Centro de Experimentación de El Arenosillo
CENMIS	Centro de Misiles
CEP	Círculo de Error Probable
CESA	Compañía Española de Sistemas Aeronáuticos
CESELSA	Compañía Española de Sistemas Electrónicos S. A.
CETEF	Centro de Tecnologías Físicas Leonardo Torres Quevedo
CETEF	Centro de Tecnologías Físicas Leonardo Torres Quevedo
CETME	Centro de Estudios Técnicos de Materiales Especiales
CHPI	Capricornio HTPB Propulsante INTA
CHPU	Capricornio HTPB Propulsante UEE
CICYT	Comisión Interministerial de Ciencia y Tecnología
CIDA	Centro de Investigación y Desarrollo de la Armada
CIEMAT	Centro de Investigaciones Energéticas, Medioambientales y Tecnológicas
CITIA	Centro INTA de las Tecnologías de la Información aplicadas a los sistemas Aeroespaciales
CLAEX	Centro Logístico de Armamento y Experimentación
CLEC	Centro de Lanzamiento Espacial de Canarias
CMG	Control Moment Gyroscope
CNES	Centre National d'Études Spatiales
COECA	Compañía Elaboradora de Caucho
CONIE	Comisión Nacional de Investigación del Espacio
CONTESA	Consultores Técnicos S. A.
COPERS	Commission Préparatoire Européenne pour la Recherche Spatial

COTAR	Correlated Orientation Tracking and Ranging System
CSIC	Consejo Superior de Investigaciones Científicas
CTPB	Carboxylic Terminated Poly Butadiene
DFVLR	Deutsche Forschungs und Versuchsanstalt für Luft und Raumfahrt
DGAM	Dirección General de Armamento y Material
DLR	Deutsches zentrum für Luft und Raumfahrt
DOD	Department of Defence
DOVAP	Doppler Velocity and Position
EA	Ejército del Aire
EAI	Electronic Associates Incorporation
EDB	Explosivos de Burgos
EEAA	Estudios de Emisiones y Absorciones Atmosféricas
EISA	Experiencias Industriales S.A.
ELDO	European Launcher Development Organization
EMA	Estado Mayor del Aire
EMI	Electromagnetic Interference
ENOSA	Empresa Nacional de Óptica
ENSA	École Nationale Supérieure de l'Aéronautique
ENSB	Empresa Nacional Santa Bárbara
ERDE	Explosives Research and Development Establishment
ERT	Explosivos Río Tinto
ESA	European Space Agency
ESRANGE	ESRO Range
ESRO	European Space Research Organization
ET	Ejército de Tierra
ETSIA	Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos
EXPAL	Explosivos Alaveses
FAMET	Fuerzas Aeromóviles del Ejército de Tierra
FEDER	Fondo Europeo de Desarrollo Regional
FEIRO	Fotómetro para Emisiones Infrarrojo
FFAR	Folded Fin Aircraft Rocket
FOCCA	Fotómetro de Cuatro Canales
GAP	Glycidyl Azide Polymer
GDB	Galdácano Doble Base
GECOIN	Gerencia de Compensaciones Industriales
GMV	Grupo de Mecánica de Vuelo
GPC	Galdácano Propulsante Compuesto
GPS	Global Positioning System
GTS	General Technology System
HARVD	High Autonomous Rendez Vous and Docking System
HASA	Hispano Aviación S. A.
HDLC	High-Level Data Link Control
HF	High Frequency
HSD	Hawker Siddeley Dynamics
HTPB	Hydroxyl Terminated Poly Butadiene
HVAR	High Velocity Aircraft Rocket
HWIL	Hardware In the Loop
IAA	Instituto Astrofísico de Andalucía
IAC	Instituto Astrofísico de Canarias
IAI	Instituto de Automática Industrial
ICID	Instituto Canario de Investigación y Desarrollo
ICSA	Internacional de Composites S. A.
IEA	Instituto de Electricidad y Automática
IEEE	Institute of Electrical and Electronic Engineers
IESC	Instalación estática de suelta de cargas



IFOC	Initiateur Fonctionnant par Onde de Choc
IGOR	Intercept Ground Optical Recorder
IMU	Inertial Measurement Unit
INI	Instituto Nacional de Industria
INISEL	INI Sistemas Electrónicos (Empresa Nacional de Electrónica y Sistemas)
INS	Inertial Navigation System
INSA	Ingeniería y Servicios Aeroespaciales
INTASAT	INTA Satélite
IPC	Índice de Precios al Consumo
IR	Infrarrojo
IRIG	Inter Range Instrumentation Group
IROE	Istituto di Ricerca sulle Onde Elettromagnetiche
ITM	Instituto Técnico de la Marañosa
JIDC	Junta de Investigación y Desarrollo de Cohetes
LANCO	Lanza Cohetes
LQCA	Laboratorio Químico Central de Armamento
MADAS	Motor de Asistencia al Despegue para el Avión SIVA
MAMAT	Mando de Material
MAN	Maschinenfabrik Ausburg Nurnberg
MATRA	Mécanique Aviation Traction
MCC	Módulo de Comunicaciones y Control
MORABA	Mobile Raketen Basis
MOU	Memorandum of Understanding
MTCR	Missile Technology Control Regime
MYVE	Misiles y Vehículos Espaciales
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NCST	Naval Center for Space Technology
NOTAM	Notice To Airmen
NRL	Naval Research Laboratory
OBC	On Board Computer
ORDM	Ordnance Manual
OSC	Orbital Science Cooperation
OTAN	Organización del Tratado del Atlántico Norte
PAD	Piloto Automático Digital
PAP	Propulseurs d'Appoint à Poudre
PCM	Pulse Code Modulation
PERME	Propellent, Explosive and Rocket Munitions Establishment
PFA	Perforante Freno Acelerada
PGMS	Power Generation and Management Systems
PYROMECA	Pyro Mécanismes
QUB	Queen University of Belfast
RADINT	Radar Interferométrico
RALCA	Regimiento de Artillería Lanzacohetes de Artorga
RCA	Radio Corporation of America
RO	Royal Ordnance
ROF	Royal Ordnance Factory
RPE	Royal Propulsion Establishment
RSS	Root Sum Square
SAE	Society of Automotive Engineers
SAGEM	Société d'Applications Générales de l'Électricité et de la Mécanique
SAT	Société Anonyme de Telecommunications
SBGL	Sistema de Bomba Guiada por Láser
SBTO	Span Business and Technical Office
SCILA	Sistema de Control Inercial Láser
SDR	Subsistema detector rastreador
SEALAR	Sea Launch and Recovery

SECOR	Sequential Correlation of Range
SEDEF	Secretario de Estado de la Defensa
SEP	Société Européen de Propulsion
SERMIS	Servicio de Misiles
SFIM	Societe de Fabrication d'Instruments de Mesure
SGTECEN	Subdirección General de Tecnología y Centros
SGTECIN	Subdirección General de Tecnología e Investigación
SIVA	Sistema integrado de vigilancia aérea
SNIL	Subsistema de navegación inercial ligado
SNPE	Société National de Propulsion et Explosives
SOW	Statement Of Work
SRC	Science Research Centre
T&TC	Telemetry and Telecommand
TAA	Technical Assistant Agreement
TADA	Técnicas Aeronáuticas, Defensa y Automoción
TBI	Through Bulkhead Initiator
TM	Telemedida
TV	Televisión
TVC	Thrust Vector Control
UAV	Unmanned Air Vehicle
UEE	Unión Española de Explosivos
UNED	Universidad Nacional de Educación a Distancia
UPM	Universidad Politécnica de Madrid
VHF	Very High Frequency
VLF	Very Low Frequency



Fuentes Documentales

La mayor parte de la documentación utilizada proviene de los fondos del actual Área de Propulsión del INTA, en cuyo edificio central (S-01) se encuentran ubicados los archivos. Esta área es la heredera de aquella Sección de Armamento Aeronáutico que nació en los primeros momentos del INTA, y que ha sufrido distintas transformaciones a lo largo de la vida del Instituto, tanto que llegó a convertirse en el Departamento de Armamento Aeronáutico durante bastantes años para al final volver al nivel de área. En todo este devenir, la jefatura administrativa siempre permaneció en el mismo edificio, por lo que en él se fueron acumulando los sucesivos registros documentales, donde se han conservado en una gran mayoría desde 1950 hasta la actualidad, aunque por las sucesivas obras, arreglos y limpiezas se haya perdido una parte.

Entre sus fondos se conservan los documentos relativos a los primeros cohetes, los cohetes aire-tierra, los cohetes de sondeo, el misil *Banderilla*, las instalaciones y el archivo del *Capricornio*. Es sin duda la fuente disponible más extensa de documentación técnica en el INTA sobre esta materia, aunque no la única. El resto de la documentación de los cohetes guiados y sus instalaciones se ha obtenido del archivo del Laboratorio de Guiado. Los Inicios de los campos de lanzamiento han sido rescatados de la antigua documentación del desaparecido Departamento de Investigación y Estudios Avanzados.

No obstante, el acceso no ha sido fácil, pues la gran mayoría de los fondos se conservaban en cajas, archivos o cajoneras con una clasificación somera, y con frecuencia simplemente acumulados en razón de los traslados motivados por las obras y reformas. No ha sido hasta hace poco cuando se ha iniciado una catalogación sistemática de esos fondos, todavía no completada. Por esta razón no es fácil referenciarlos con precisión.

En líneas generales, estos documentos se pueden clasificar como:

- Documentos técnicos, planos, notas técnicas, especificaciones, anotaciones, etc., en general para uso exclusivamente técnico.
- Informes técnicos, de estado, cumplimentación, etc., enviados a otras instancias.
- Propuestas de programas, solicitud de actividades, etc.
- Justificaciones, notas de reuniones, estados económicos, etc.
- Expedientes y otra documentación administrativa.

Todos estos documentos se han considerado como fuente primaria, aunque no todos están refrendados pero sí datados, ya que hay bastantes que eran de uso interno o simples borradores. Esta circunstancia, así como en cuál de los apartados citados se encuadrarían, se ha tomado en cuenta en su análisis y valoración informativa.

Se debe mencionar también la documentación propia que los autores poseen, por haber sido parte integrante y responsable en la mayoría de los casos de los equipos de trabajo los temas tratados en la obra. Entre ella se encuentran apuntes de reuniones, cálculos a mano, notas y cartas no oficiales, borradores de presupuestos e informes, etc.

El material fotográfico procede casi en su completa totalidad del Instituto. Las fotos de los primeros cohetes se han extraído de informes o se han recuperado de algunos expedientes antiguos. Las correspondientes a los años setenta y ochenta, en su mayoría, están recopiladas en el actual Gabinete de Protocolo², sin olvidar las que proceden del Archivo Central. Hay también fotografías tomadas por los propios técnicos, muchas de las cuales pasaron a los archivos del Departamento de Armamento Aeronáutico, donde han permanecido junto con las obtenidas por el equipo gráfico de ensayos³.

Estas fuentes se complementan con una bibliografía, casi toda de carácter secundario, varios documentos externos y una muy corta «webgrafía» de consulta.

Archivos

Archivo Central del INTA
Actas del Comité Ejecutivo del INTA
Actas del Pleno del Patronato del INTA
Actas del Comité Ejecutivo de la CONIE

Área de Propulsión

Primeros cohetes
Cohete S-6
Cohete S-9
Cohete S-11
Cohete S-12
Cohete de sondeo INTA-255
Cohete de sondeo INTA-300
Cohete de sondeo INTA-100
Motor INTA-430 *Veleta*
Motor *Cadenas*
Misil INTA-156 *Banderilla*
Cohete guiado INTA-300G
Programa *Capricornio*
Instalaciones de motores y vehículos cohete

Laboratorio de Guiado

Programa *Scila*
Programa *SBGL*
Programa misil *Tajo*
Instalaciones de cohetes guiados

Área de Ensayos en Vuelo y Armamento

Centro de Lanzamiento Espacial de Canarias (CLEC)

Personales

Sanz-Aránguez Sanz, Pedro
Simón Calero, Julián

Notas

1. Julio Alcaide Inchausti y Pablo Alcaide Guindo: «Evolución de la peseta en la historia (años 1868-2001)». Papeles de economía española, nº 100/2004; pp. 69-70.
2. Casi todas se deben a Manuel Lamparero Gallardo, al que le podemos considerar como el «fotógrafo de los cohetes» ya que acompañó a los equipos de trabajo en muchas de las campañas.
3. Nos referimos a Juan Sánchez Muñoz y Jesús Vera Sanz, encargados de las tomas fotográficas de los ensayos de armamento, cuyos fondos se encuentran actualmente en el Área de Ensayos en Vuelo.

Bibliografía

CROSICCHIO, G.; CRAMAROSSA, A.: «Vega: A New Low-Cost Approach for a Lightsat Launcher», *46th International Astronautical Congress*; Oslo: IAF, October, 1995. Oslo, [IAF-95-V.1.06].

DORADO, José M.: «The first Spanish space programme 1968-1974». *Acta Astronautica* No 61/ 2007, pp. 534-547.

— *INTA y el Espacio*; Madrid: INTA, 2008.

DORADO, José M.; BAUTISTA, Manuel; SANZ-ARÁNGUEZ, Pedro: *Spain in Space. A short history of Spanish activity in the space sector*; Noordwijk: ESA, August, 2002 [HSR-26].

DORMIDO BENCOMO, Sebastián: «Memorias de la Automática» RIAI, Vol 4, Num. 2, Abril 2007.

ELICES CONCHA, Tomás: «Optimización de los parámetros de diseño de un cohete de sondeo», *Ingeniería Aeronáutica y Astronáutica*, nº 114/1970, pp. 11.

GALLEGO, José M.; RICO, José E.: «Capricornio Launcher: an Approach to a Modular and Low Cost Software Architectural Design», *AGARD*, 1997 [CP-581]. Hay versión en español con el título «Aviónica y Software del programa Capricornio», *Ingeniería Aeronáutica y Astronáutica*, nº 350/1998.

GONZÁLEZ SERRANO, José Luis: «Los primeros años del Ejército del Aire. Una larga y difícil postguerra»; en *Aeroplano*, nº 29/2011, pp. 256-275. [Número especial conmemorativo del Centenario de la Aviación Militar española.]

LÓPEZ MORENO, J. J.; RODRIGO, R.; VIDAL, S.; QUINTANA, J. M.: «FOCCA. Una experiencia para el estudio del airglow terrestre mediante cohetes de sondeo. II Resultados», *Actas IV Asamblea Nacional de Astronomía. & Astrofísica*; 1984, pp. 1355-1367.

PÉREZ YUSTE, Antonio «Early Developments of Wireless Remote Control: the Telekino of Torres Quevedo» *Proceedings of the IEEE*. Vol.96, No 1, January 2008

MANRIQUE GARCÍA, José María; MARTÍNEZ SEVILLA, Miguel Ángel; SÁNCHEZ RENEDO, Santiago: «Cohetes y misiles en España», *Defensa*, Extra nº 66/abril 2003.

QUESADA, J. L.; MÍNGUEZ, R.; SEGUROLA, P.: «Guided Weapon Simulation», *AGARD*, 1990 [CP-473].

SANZ-ARÁNGUEZ SANZ, Pedro: «Development of the INTA-255 Sounding Rocket», *Journal of the British Interplanetary Society*. Vol. 24-2. February 1971.

— «Algunos aspectos relativos al diseño de misiles de lanzamiento aéreo», *II Congreso de la Ingeniería Aeronáutica*. Madrid, 1993.

— «Los Misiles», *La Aviación y el Espacio*, Madrid: Colegio Oficial de Ingenieros Aeronáuticos de España, 1993.

— «Armamento del Avión», *La Aviación y el Espacio*, (2ª edición), Madrid: Colegio Oficial de Ingenieros Aeronáuticos de España, 2003.



SANZ-ARÁNGUEZ SANZ, Pedro y otros: «Advances in guidance and control of terminally guided munitions», AGARD, 1997 [Report AR-342].

— «Design Considerations and technologies for air defense systems», RTO, 2010 [Report SCI-181]. SANZ-ARÁNGUEZ SANZ, Pedro; SIMÓN CALERO, Julián: «Desarrollos iniciales en España de cohetes de sondeo y de vehículos con guiado inercial», *II Congreso de la Ingeniería Aeronáutica*. Madrid, 1993.

— «Sounding rockets developments in Spain», *Acta Astronautica*, Vol. 64, Issues 9-10, 2009, pp. 850-863. SÁNCHEZ RON, José Manuel: *INTA, 50 años de Ciencia y Técnica Aeroespacial*; Madrid: Ministerio de Defensa, 1997.

SÁNCHEZ TARIFA, Carlos: «La torre de lanzamiento del Skylark, en el ESRANGE. Kiruna (Suecia)» SENER, 1968

SANTOCILES, José y CASTAÑÓN, Carlos: «Órganos de Stalin Made in Spain. La Artillería cohete en el Ejército Español», Valladolid: Quirón Ediciones, 2003 [*Cuadernos de Revista Española de Historia Militar*, nº 2].

SIMÓN CALERO, Julián: «Frecuencias naturales y modos propios del cohete INTA-300», *Boletín INTA/CONIE*, nº 3/enero-marzo, 1976.

—«Los cuatro prototipos del cohete INTA 300», *Ingeniería Aeronáutica y Astronáutica*, nº 263/1985.

—«El cohete de sondeo INTA-100», *Ingeniería Aeronáutica y Astronáutica*, nº 364/2001.

— «Vehículos Lanzadores y Campos de Lanzamiento», *La Aviación y el Espacio*, (2ª edición). Madrid: Colegio Oficial de Ingenieros Aeronáuticos de España, 2003.

—«The Aquarius, A Proposal for a Nano-Satellite Launcher Vehicle», *Journal of the British Interplanetary Society*, Vol. 60, No. 10. Londres, Octubre 2007 (pp. 367-376).

SIMÓN CALERO, Julián; EGEA MORENO, Carlos: «Acuario. Un lanzador para nanosatélites», *I Jornadas de la Ingeniería Aeronáutica*; Madrid, 2002.

SIMÓN CALERO, Julián; EGEA MORENO, Carlos; MOSQUERA VÁZQUEZ, Gonzalo: «Lanzadores para microsátélites. Programa Capricornio», *II Congreso de la Ingeniería Aeronáutica*; Madrid, 1993.

VÁZQUEZ VELASCO, Mariano: *De El Arenosillo al CEDEA*; Madrid: INTA, 2010.

VIDAL, S.; GALÁN, M.; GIMÉNEZ, M.; COSTA, V.: «Diseño y construcción de un fotómetro de 5 canales para la medida de emisiones atmosféricas a bordo de cohetes de sondeo (Focca)», *Actas III Asamblea Nacional de Astronomía. & Astrofísica*; 1981; pp. 583-590.

DOCUMENTOS TÉCNICOS EXTERNOS

BECHTEL NATIONAL, INC.: *Site Survey and Engineering Assessments for Space Launch Facilities at El Hierro, Canary Island*; November, 1996.

FISHER W.T.: *Launchers for small rockets* BRISTOL AEROJET LTD .; Weston-Super-Mare. England; 1965.

CARCO ELECTRONICS: *Capabilities in Flight Motion Simulation and Guidance and Navigational Test Equipment*; Menlo Park, California, 1979.

CONTESA, THIOKOL and ALLIEDSIGNAL: *Spain and the International Space Small Launch Vehicle Market*; January, 1999.

INSA: *Impacto Socioeconómico del Centro de Lanzamiento Espacial (CLE)*; mayo 1996.

LOCKHEED LAUNCH VEHICLES: *Canary Island Launch Facility (CILF)*; July, 1994.

LOCKHEED MARTIN ASTRONAUTICS Athena Launch Services: *Microsatellites (50-500 kg). Market Assessment through 2007*; September, 1997.

DOCUMENTOS OFICIALES EXTERNOS

PARLAMENTO DE CANARIAS: «Comisión de Estudio sobre la posible instalación de una lanzadera de cohetes en el Archipiélago»; *Boletín Oficial del Parlamento de Canarias*, IV Legislatura, Núm. 60, 28 de mayo de 1968 [Proposición No de Ley, PNL-227].

WEBGRAFÍA

MCDOWELL, Johatan *Encyclopedia Astronautica* <http://www.astronautix.com/>

MORENO GARCÍA, Roberto; ROMERO DE PABLOS, Ana Antecedentes del Instituto Torres Quevedo. Abril 1977.
<http://museovirtual.csic.es/coleccion/torres/torres1.htm>

RAYMONT, John *Kiruna 1970* <http://www.mssl.ucl.ac.uk/>

SERRA, Jean-Jacques *Les fusées en Europe* <http://fuseurop.univ-perp.fr/>



Dramatis Personæ

Muchas han sido las personas que han trabajado con diferentes responsabilidades, cometidos y dedicaciones, en todos los proyectos descritos. En el desarrollo del texto se ha dado entrada a algunos de ellos, aunque muchos otros no han sido mencionados. Como nuestra intención es rendir tributo a todos aquellos que han contribuido a esta historia, hemos preparado una lista más completa que presentamos aquí, aunque también nos tememos que haya algún olvido. Procuramos que se refleje su participación en cuanto pertenecientes al INTA.

Reconocemos que hay otras personas que también han hecho aportaciones, bien en empresas o en otras instituciones, pero el incluirlos en la relación nos hubiera llevado, con toda seguridad, a omisiones importantes; esta es la razón por la que la hemos limitado solo a personal del INTA.

ALCOL DE LAS MORENAS, Gregorio	AT	In.	CASTILLO RODRÍGUEZ, Joaquín	CS			
ÁLVAREZ FERNÁNDEZ, Robustiano	AT	CS	CASTRO VICENTE, Javier	CS			
AMARO MANOSALVAS, Manuel	AT		CENTENO PÉREZ, Miguel	CS			
ANGONA NOGUERALES, Gonzalo	AT	CS	CHECA ALIAGA, Marcelino	AT	CS		
ANGONA NOGUERALES, Pedro	AT	CS	CORONEL GRANADO, Adriano			Ca.	
ANGULO JEREZ, Manuel		CS	CUBELLS CALVO, Pedro Pablo			Ca.	
ATIENZA PASCUAL, Ricardo		Ca.	DÁVILA PONCE DE LEÓN, Luis			Ca.	
AZCÁRRAGA ARANA, Álvaro		In.	DELGADO FRAILE, José	CS			
BASTOS NOREÑA, Antonio	AT		DELOJO MORCILLO, Gabriel	AT	CS		
BELLOCH PICÓ, Juan	AT		DIÉGUEZ SÁNCHEZ, Luis			CG	
BENÍTEZ DE SOTO, Marcelino		CS	DORADO GUTIÉRREZ, Ricardo			Ca.	
CABRERIZO GARCÍA, Fernando		Ca.	EGEA MORENO, Carlos	CS	CG	Ca.	In.
CALVO FRESNO, Juan Antonio		Ca.	ELICES CONCHA, Tomás	CS	CG		
CARPEÑO VELAYOS, Ángel		Ca.	ESPAÑA GÓMEZ, Ángel	AT			
CARRIÓN MARTÍN, José Gabriel		Ca.	ESTEFANÍA VALLÉS, Samuel	AT			
CASTELLANOS MORÓN, Julián	CS	Ca. In.	FERNÁNDEZ LIZÁN, Rafael			Ca.	

FERNÁNDEZ MARAÑÉS, Luis	CS	In.	IBARRETA MANELLA, José Ángel	AT			
FERNÁNDEZ PERDIDO, Julio	CG		JADRAQUE ESTÉVEZ, Jesús	AT	CS		In.
FERNÁNDEZ ROMERO, Gonzalo	CG		LAGUNA BARAHONA, José	AT	CS	CG	In.
FERNÁNDEZ SINTES, Julio		In.	LAGUNA BARAHONA, Julián		CS		Ca.
FRÖVEL, Malte		Ca.	LIAÑO PUIGCERVER, Gabriel				Ca.
FUENTE GÓMEZ, José Luis de		Ca.	LÓPEZ ARTEAGA, José Ángel			CG	Ca.
FUENTE TREMPES, Enrique de la	CG	Ca.	LÓPEZ LLACER, Agustín				In.
GALLEGO RAMOS, Juan Carlos		Ca.	MAELLAS BENITO, Jesús				Ca.
GALLEGO SANZ, José María		Ca.	MARTÍN PLAZA, Nestor		CS		
GARCÍA ALCÁZAR, Enrique	CG	In.	MARTÍN RICO, Cristóbal			CG	In.
GARCÍA ALMUZARA, José Luis	CG		MARTÍN ROMERO, José Ramón			CG	Ca. In.
GARCÍA VARGAS, Antonio	CS		MARTÍN SANZ, María Eugenia		CS		In.
GARMENDIA MERINO, José Eugenio	CG		MARTÍNEZ FERNÁNDEZ, Ángel				Ca.
GARROFÉ GARROFÉ, José	AT	CS	MATEO PALACIOS, Ángel		CS	CG	Ca.
GIL EXPÓSITO, Antonio	AT	CS	MI CABEZUDO, José María		CS		Ca.
GIL OJEDA, Manuel	CS		MILLÁN MERINO, Encarnación			CG	
GIMÉNEZ CLAVIJO, Javier	CS	Ca.	MONASTERIO CABRERIZO, José María		CS		In.
GÓMEZ BASTIDA, Fulgencio		Ca.	MORATILLA FERNÁNDEZ, Domingo		CS		
GÓMEZ ESPEJO, Pilar		Ca.	MORENO MARTÍN, Francisco				Ca. In.
GÓNZALEZ ARMENGOD, Rafael		Ca.	MOROTE RODRÍGUEZ, Jesús				Ca.
GONZÁLEZ ZURITA, Carlos	CS	Ca.	MOSQUERA VÁZQUEZ, Gonzalo		CS	CG	Ca. In.
GRAJERA TORRES, José María		Ca.	MOSQUERA VÁZQUEZ, Javier				Ca.
GUTIÉRREZ RINCÓN, Enrique	AT		MUÑOZ CANDELL, Tomás				Ca.
HELGUERA HERRERA, Leonardo	AT		MUROS ANGUITA, Juan Gerardo		CS		
HERMIDA QUESADA, José		Ca. In.	OLIVO ESTEBAN, Esperanza		CS		Ca.
HUERTAS NAVARRO, José Luis		Ca.	OTERO TRONCOSO, Manuel		CS		



PALOMO BLÁZQUEZ, José Antonio								Ca.	SÁNCHEZ MUÑOZ, Juan	AT					Ca.
PAZÓ MONTES, José	AT								SANZ-ARÁNGUEZ SANZ, Pedro	AT	CS	CG			In.
PAZOS PECES, Jesús								Ca.	SANZ ÁVILA, Fernando				CG		In.
PEÑA ARANDA, Gabriel	AT							In.	SCHÜLLER GIL, Carlos		CS			Ca.	In.
PÉREZ ALONSO, Siro								CG	SEGURA ARIAS, Manuel	AT	CS				In.
PÉREZ BLANCO, Genoveva								Ca.	SIMÓN CALERO, Julián	AT	CS	CG		Ca.	In.
PÉREZ MOLLÁ, Juan								CG	SOR MENDI, Suthyvann					Ca.	
PINGARRÓN RODRÍGUEZ, José								Ca.	SORIANO SÁNCHEZ, Jorge						In.
PINTADO SANJUANBENITO, José María								Ca.	SUGRÁÑEZ NEVADO, Elisa					Ca.	
PRIETO PRIETO, Ignacio	AT								TAPIA CUADRADO, Francisco					Ca.	In.
PUERTA MARTÍN, Carolina de la								Ca.	TIMÓN SALINERO, Victor					Ca.	
PUEYO PANDURO, Luis	AT								TOLL DE CACHO, Jaime					Ca.	
QUESADA GALVAÑ, Joaquín	AT								TORRE LEJARRAGA, María Antonia de la					Ca.	
QUESADA RODRÍGUEZ, José Luis	AT	CS	CG		Ca.	In.			TORRENTE ZUAZÚA, Miguel Ángel		CS			Ca.	
RICO MARTÍNEZ, José Emilio								Ca.	VALVERDE LÓPEZ, Manuel		CS			Ca.	
RÍOS RUBALCABA, José Manuel	AT	CS							VARELA FERNÁNDEZ, Arturo					Ca.	
RODRIGO ROGLÉS, Fernando		CS						Ca.	VÁZQUEZ VELASCO, Mariano	AT	CS				
RODRÍGUEZ HIGUERA, Javier								Ca.	VEGA GUILLÉN, Carlos		CS				
RODRÍGUEZ LOZANO, Agustín		CS	CG		Ca.	In.			VERA SANZ, Jesús		CS				
RODRÍGUEZ MARTÍN, Luis		CS						Ca.	VICENTE CUENCA, Pedro de				CG	Ca.	In.
RODRÍGUEZ RAMOS, José Luis								Ca.	VIDAL CUESTA, Eugenio		CS			Ca.	
RODRÍGUEZ VEGA, Jorge								Ca.	VIZCARRA ETAYO, Rafael	AT	CS				
RUANO RAMOS, Evencio		CS							ZALAMA MORÁN, José	AT				Ca.	
SALCEDO VÁZQUEZ, Joaquín	AT														
SÁNCHEZ GONZÁLEZ, Luis								CG							In.
SÁNCHEZ MIRÓ, Luis Fernando								Ca.							

A los anteriores habría que añadir el personal de varias área de ensayo del Instituto, tales como: Talleres Generales, Sección de Obras, Ensayos Ambientales, Ensayos Electrónicos y Electromagnéticos y El Arenosillo.

Finalmente, queremos reseñar a los que con su esfuerzo promovieron y gestionaron los programas desde sus puestos directivos del Instituto, haciéndolos posible. Hemos de comenzar con ANTONIO PÉREZ-MARÍN Y CASTRO que desde su puesto de director del Instituto desde 1962 hasta 1970 supo recabar el apoyo del Gobierno para las realizaciones de cohetes civiles y militares que se comenzarían en su época. Mención especial nos merece GUILLERMO PÉREZ DEL PUERTO, que no solo en sus nueve años como director del INTA (1975-84), sino también en los cerca de diez que fue director del Departamento de Equipo y Armamento, impulsó los cohetes aire-tierra, los de sondeo y los guiados; su ejecutoria siempre estuvo ayudada por JOSÉ MARÍA GOYA CABEZÓN, su más directo colaborador. Su sucesor en la dirección, MANUEL BAUTISTA ARANDA (1984-88), tuvo que lidiar con una época mucho más dura por la escasez de presupuestos y personal, aunque mantuvo su apoyo hasta la disolución de la Conie, en 1986, como consecuencia de la «Ley de la Ciencia», que paralizó las pocas actividades de cohetería que aún quedaban. FERNANDO DE LA MALLA GARCÍA (1988-89), en sus dos únicos años comenzó a preparar el camino de los vehículos lanzadores, que impulsaría de forma clara ENRIC TRILLAS RUÍZ (1989-95) con la recuperación de los cohetes de sondeo y el programa *Capricornio*.



Índice analítico

A

Aaiún, **42,44,70**.
Acuario, vehículo lanzador, **246, 312**.
ADASA, **41, 43, 304**.
Aerobee, cohete de sondeo, **17**.
Aerodinámica, **29, 33, 37, 77, 78, 83, 85, 87, 92, 99, 103, 107, 114, 121, 129, 131, 132, 134, 135, 143, 144, 146, 152, 156, 157, 159, 169, 170, 183, 184, 187, 190, 200, 203, 204, 206, 221, 223, 226, 251, 266, 294**.
AFMDC, **14, 24**.
Afonso Moseque, **Juan Antonio, 256**.
Aguilera Klink, Federico, **256**.
AIAA, **144, 304**.
AIM-9B, **ver Sidewinder**.
ALADA, misil *stand-off*, **74**.
Alcol de las Morenas, Gregorio, **144, 298, 313**.
Alerones, **152, 156, 157, 163, 169, 188, 204, 206, 223, 227, 235**.
Aleta, **17, 22, 27, 29, 30, 33, 34, 36, 38-41, 43, 44, 47, 48, 50, 52, 53, 58, 63, 67, 68, 72, 77, 78, 82, 83, 85, 88, 93-96, 99-101, 107, 108, 111, 113-117, 120, 134, 135, 149, 169-171, 173, 182, 183, 188, 195, 204, 221, 222, 227, 235, 265, 276, 294**.
Alfaro Arregui, Ignacio, **190**.
AlliedSignal, **237, 238, 254, 304, 312**.
Aluminio de Galicia, **48, 49, 71**.
Álvarez Fernández, Robustiano, **73, 314**.
Amaro Manosalvas, Manuel, **70, 73, 314**.
AMROC, **202, 304**.
Andøya, Campo de Lanzamiento, **19, 100, 103, 106, 145**.
Aneto, motor cohete, **97-99, 107, 123-125, 127, 131, 138, 171, 273, 274**.
Angulo Jerez, Manuel, **146, 314**.
Área de Ensayos Aerodinámicos, **252**.
Área de Ensayos Ambientales, **317**.
Área de Ensayos Electrónicos y Electromagnéticos, **317**.
Área de Ensayos en Vuelo, **298, 309, 310**.
Área de Estudios Aerodinámicos, **226, 252**.
Área de Materiales Compuestos, **250, 254**.
Área de Motores Cohete, **247**.
Área de Propulsión, **247, 285, 308, 309**.
Arenosillo, El, campo de lanzamiento, **5, 6, 13, 17-20, 22, 24, 48-53, 55, 71, 78, 80, 81, 84, 85, 98-101, 104, 105, 107-110, 121, 129, 133, 135, 137, 142, 144-146, 148, 176, 196, 198, 205, 220, 229, 231, 232, 238, 240, 244, 251, 252, 255, 256, 260-267, 269, 270, 283, 304, 312, 317**.
Argo, cohete demostrador, **7, 21, 145, 194, 195, 202-206, 217-219, 221-224, 226-233, 235-238, 240, 250**.

Arianne, lanzador, **176**.
Ariel, **151**.
Aries, misil anticarro, **150**.
Armas Morales, Luciano Eutimio, **256**.
ASEE, **304**.
ASI, **233, 253, 304**.
ASME, **304**.
Asociación Española de Astronáutica, **76**.
Astronáutica, **14, 15, 23, 143, 145**.
Atienza Pascual, Ricardo, **11, 247, 249, 250, 314**.
ATSC, **237, 238, 304**.
Autopiloto, **163, 175, 178, 182, 183, 190, 294**.
Aviónica, **21, 74, 142, 148, 198, 200-203, 218, 221, 224, 225, 228, 236, 247, 251, 311**.
Azcarate, **256**.
Azcárraga Arana, Álvaro, **11, 297, 314**.
Azcárraga y Pérez-Caballero, Álvaro, **23**.

B

Babcock Wilcox, **29, 30, 35, 39**.
BAe, **167, 168, 191, 248**.
BAJ, **125, 128, 129, 142-146, 264, 265, 304**.
Banco de ensayos estáticos de motores, **17, 19, 22, 41, 49, 69, 77, 124, 201, 260, 270, 271, 280, 281-283**.
Banderilla, misil aire-aire, **7, 17, 20, 150-153, 155-163, 165-167, 170, 181, 184, 190, 285, 286, 297, 308, 309**.
Bantam, motor cohete, **143**.
Bantam, proyecto, **254**.
Barbeito Díez, Jaime, **249**.
Bardenas Reales, Polígono de Ensayos, **24, 45, 46, 48, 58, 59, 70**.
Bastos Noreña, Antonio, **23, 68, 314**.
Bautista Aranda, Manuel, **311, 317**.
Bechtel, **242, 243, 312**.
Belloch Picó, Juan, **73, 74, 314**.
Benítez de Soto, Marcelino, **143, 314**.
Benítez Méndez, Jorge, **256**.
Black Arrow, **144, 248**.
Bloodhound, misil antiaéreo, **142**.
Bofors, **40**.
Borderías, Pío, **143**.
Borja Ibarrondo, Francisco de, **191**.
Borletti, **40, 48, 51, 53, 54**.
BPD, Bambrini Parodi Delfino, **199, 200, 233, 253, 304**.
BR, bomba de baja resistencia, **59, 73, 74, 150, 304**.

Braun, Werner von, **23**.
 Bressel, **44, 48, 51, 53, 59, 153**.
 BRFA, **ver PFA**.
 Brito Hernández, Alberto, **256**.
 BRP, bomba de baja resistencia con paracaídas, **59, 60, 73, 74, 150, 304**.
 BRPS, bomba de baja resistencia súper frenada, **74, 304**.
 Burgos Cruzado, Manuel, **256**.

C

C.1 Fiat CR-32 *Chirri*, **64**.
 C.10B Hispano Aviación HA-200 *Saeta*, **45, 64**.
 C.10C Hispano Aviación HA-220 *Supersaeta*, **45, 64**.
 C.11 Dassault *Mirage-III*, **58, 64**.
 C.12 McDonnell Douglas F-4C *Phantom II*, **57, 58, 64**.
 C.14 Dassault Mirage F-1, **58, 64, 73**.
 C.15 McDonnell F-18 *Hornet*, **58, 64, 73, 246, 296**.
 C.16 Eurofighter EF-2000 *Typhoon*, **64**.
 C.4K Hispano Aviación HA-1112 *Buchón*, **29, 37, 41, 43, 64**.
 C.6 North American T-6D *Texan*, **43-45, 64**.
 C.9 Northrop F-5, *Freedom Fighter*, **58, 64, 151, 154**.
 C.9 Polikarpov I-15, **37, 64**.
 Caballero Requena, Francisco, **256**.
 Cabeza Suárez, Juan Manuel, **190**.
 Cabo de Gata, **261-263**.
 Cabo Ortegal, **255, 261-264, 268, 297**.
 Cacho Gómez, Javier, **146**.
 CADAM, **73**.
 Cadenas, motor cohete, **20, 127, 131, 138, 201, 208, 216, 223, 274, 276, 309**.
 Cadoux, M., **191**.
 CAEPE, **234, 304**.
 CAICYT, **177, 304**.
 Calvo Fresno, Juan Antonio, **250, 314**.
 Calvo Rodés, Rafael, **14**.
 Carabanchel, Polígono de Experiencias, **28, 31, 44, 51, 69**.
 Carballal Prado, José Manuel, **298**.
 Carco Electronics, **290-294, 298, 299, 312**.
 Carga útil tecnológica, **78, 82, 88, 89, 124, 137, 168**.
 Carga útil, **16, 19, 55, 79, 80, 82-84, 88-90, 94-96, 101, 104, 105, 107-111, 113, 114, 116-119, 121, 122, 124, 128-130, 137, 139, 140, 145, 147, 168, 169, 171, 200, 204-206, 221-223, 228, 233, 269, 270**.
 Carlos Pérez Uribarri, **74**.
 Carpeño Velayos, Ángel, **252, 314**.
 CASA, **57, 58, 72, 74, 143, 144, 191, 212, 246, 304**.
 Casas García del Busto, Javier, **148**.
 Castellanos Morón, Julián, **144, 147, 247, 249, 250, 298, 314**.
 Castilla Alcalá, Guillermo, **191**.
 Castilla Gutiérrez, Carlos, **256**.
 Castillo, Joaquín, **144, 299, 314**.
 Castor IVB, **21, 199, 202, 223, 233-235, 248, 249, 253, 254**.
 Castro Vicente, Javier, **146, 314**.

CAT-70, cohete aire-tierra, **74, 150**.
 Cátedra de Misiles y Vehículos Espaciales, **189, 299**.
 Caudé, Polígono de Tiro, **70**.
 CDTI, **197, 248, 304**.
 Cebollero Alonso, Alfonso, **191**.
 CEDEA, El Arenosillo, **24, 144, 260, 261, 304, 312**.
 CENMIS, **ver SERMIS**. **271, 286, 304**.
Centaure, cohete de sondeo, **265**.
 Centeno Pérez, Miguel, **93, 314**.
 Centeno, José, **143**.
 CESA, **205, 214, 228, 249, 250, 255, 304**.
 CESELSA, **299, 304**.
 CETEF, **190, 304**.
 CETME, **66, 304**.
 Chamorro González-Tablas, Eduardo, **250**.
Chick, motor cohete, **81, 111**.
 Chinchilla, polígono de ensayos, **124, 125, 232**.
Chiqui, motor cohete, **114, 120, 131, 138**.
 CHPI, CHPU, propulsores HTPB, **216, 250, 304**.
 CICYT, **111, 119, 122, 125, 127, 299, 304**.
 CIDA, **153, 304**.
 CIEMAT, **69, 304**.
 CITIA, **251, 304**.
 CLAEX, **286, 304**.
 CLEC, **240, 304, 309**.
 CNES, **145, 252, 255, 304**.
 COECA, **250, 304**.
 Coig-O'Donnell Durán, Rafael, **74**.
 Comisión Técnica Asesora de Cohetería, **7, 15, 17, 24, 69, 76, 297**.
Cóndor, misil táctico, **202, 248, 249**.
Conestoga, vehículo lanzador, **248, 254**.
 CONIE, **15, 17, 19, 24, 76, 79, 87, 89, 104, 106, 110, 111, 115, 118, 122, 124, 125, 129, 143-147, 150, 260, 261, 275, 287, 297, 302, 304, 309, 312, 317**.
 Consejo Rector INTA, **247, 254**.
 Contraves, **263, 268, 287, 298**.
 COPERS, **15, 23, 24, 76, 304**.
 Crooke Gorría, Luis, **191**.
 CSIC, **190, 304, 313**.
 Cubells Calvo, Pedro Pablo, **247, 314**.
Cuckoo, motor cohete, **147, 266**.
Curtiss, **ver C.9**.
 Cytec Fiberite, **213, 214**.

D

Dávila Ponce de León, Luis, **252, 314**.
Deneb, motor cohete, **21, 131, 145, 203-213, 215, 217-219, 222, 223, 231-238, 252, 253, 278**.
 Denis Zambrana, Jaime, **5**.
 Departamento de Aerodinámica y Propulsión, **23, 298**.
 Departamento de Aerodinámica, **37, 129**.
 Departamento de Aeronaves y Armamento, **298**.



Departamento de Armamento Aeronáutico, **72, 129, 144, 146, 178, 184, 298, 308.**
Departamento de Aviónica, **142.**
Departamento de Equipo y Armamento, **26, 27, 73, 79, 147, 190, 191, 297, 317.**
Departamento de Estructuras y Mecanismos, **252.**
Departamento de Guiado y Control, **247, 251.**
Departamento de Materiales Compuestos, **250.**
Departamento de Materiales, **31, 49, 142, 144, 211, 272, 298,**
Departamento de Motopropulsión y Energía, **23.**
Departamento de Motores Cohete, **247.**
Departamento de Motores, **23.**
Departamento de Tecnologías Electrónicas, **251.**
DFVLR, **99, 101, 144, 287, 305.**
DGAM, **58, 60, 72, 74, 183, 305.**
Díaz Fernández, Carmen, **256.**
Diéguez Sánchez, Luis, **191, 314.**
Dinamit Nobel, **77.**
Dispersión, **19, 29, 35, 41, 43, 44, 71, 78-81, 84, 85, 90-93, 95, 99, 100, 104, 106, 131-136, 143, 171, 173, 174, 194, 261, 264-267.**
División de Armamento y Equipos, **247.**
División de Aviónica, **251.**
División de Ciencias del Espacio, **252.**
DLR, **99, 227, 305.**
Doble uso, tecnologías, **150, 177, 194, 248.**
Dominios de tiro, **152, 164-166.**
Dorado Gutiérrez, José María, **23, 311.**
Dorado Gutiérrez, Ricardo, **247-249, 252, 254-256, 314.**
Dormido Bencomo, Sebastián, **190, 311.**
Duero, cohete tierra-tierra, **145, 150, 183, 189, 208, 275.**
Durandal, bomba frenoacelerada, **59.**
Dyal, bomba guiada, **150.**

E

EA, ver Ejército del Aire, **70, 154, 165, 286, 305.**
Earle, Eduardo, **44, 48, 71.**
EDB, **215, 216, 305.**
Egea Moreno, Carlos, **11, 146, 191, 247-249, 251-254, 257, 312, 314.**
Eglin, base USAF, **60, 74.**
EISA, **153.**
Ejército de Tierra, **11, 20, 51, 58, 69, 74, 142, 150, 183, 229, 232, 305.**
Ejército del Aire, **14-16, 18, 20, 23, 26, 27, 33, 38, 39, 42, 43, 45-52, 57-59, 62, 64, 67, 68-74, 76, 144, 151, 153, 154, 156, 165, 167, 183, 190, 191, 240, 252, 255, 260, 271, 281, 285, 286, 296, 305.**
ELDO, **24, 77, 305.**

Elices Concha, Tomás, **69, 143, 191, 311, 314.**
Engel, Rolf, **15, 16.**
ENOSA, **47, 153, 250, 305.**
ENSA, **150, 305.**
ENSB, **46, 47, 58, 127, 147, 191, 205, 211-213, 249, 250, 255, 277, 305.**
ERDE, **127, 305.**
Errores, análisis, **36, 69, 83, 85, 93, 99, 133, 136, 162, 163, 168, 170, 171, 173, 175, 176, 183, 185, 186, 188, 211, 223, 224, 229, 251, 265, 304.**
Escuela Politécnica del Ejército, **76.**
España Gómez, Ángel, **67, 314.**
Espoleta, **18, 28, 35, 38, 40, 41, 43, 44, 46, 48, 50, 51, 53-56, 59, 61, 67, 70, 72-74, 153, 164, 283.**
ESRANGE, **19, 20, 89, 91, 92, 100, 129, 133, 148, 236, 248, 261, 263, 266, 267, 312, 313.**
ESRO, **15, 17, 23, 24, 76, 77, 89, 143, 266, 305.**
Estado Mayor del Aire, **23, 39, 58, 59, 64.**
Estefanía Vallés, Samuel, **70, 314.**
Estructuras, elementos, **37, 92, 95, 98, 101, 115, 181, 190, 198, 200, 202, 207, 213, 218, 220, 227.**
ET, ver Ejército de Tierra, **305.**
ETSIA, **67, 76, 150, 189, 299, 305.**
Etxaniz, Patxi, **191.**
Eurofigther, ver C.16, **64.**
EXPAL, **48-51, 53, 54, 58, 59, 61, 72, 74, 202, 205, 207, 208, 216, 219, 234, 249, 250, 255, 305.**

F

FA-200, bomba freno-acelerada, **60.**
Fábrica de La Marañosa, **11, 28, 39, 53, 142, 183, 184, 189, 299, 306.**
Fábrica de Pólvoras de Murcia, **31, 39, 40.**
Fábricas Militares, **47.**
Febles Abreu, José Ramón, **256.**
FEDER, **245, 305.**
FEIRO, **87, 305.**
Fernández Fernández, Isabel, **254.**
Fernández Lizán, Rafael, **147, 247, 256, 314.**
Fernández Marañés, Luis, **314.**
Fernández Perdido, Julio, **191, 315.**
Fernández Romero, Gonzalo, **190, 315.**
Fernández Sequeiros, Ramón, **23.**
Fernández Sintés, Julio, **298, 315.**
Fernández, Manuel, **256.**
Fernández-Tresguerres, José Antonio, **254.**
Ferranti, **174, 175, 176, 224.**
FFAR, cohete aire-tierra, **18, 26, 47-52, 67, 70, 71, 73, 305.**

Fisher, William Tobby, **144, 298, 312**.
Flamenco, **ver INTA-300**.
 Flos Bassols, Antonio, **145**.
 FOCCA, **20, 106, 129, 148, 305, 311, 312**.
Fokker C.X, avión, **27, 35, 37, 68**.
 Forges de Zeebrugge, **24, 70**.
 Fraile Mora, Jesús, **190**.
 Franco Iribarnegaray, Carlos, **191**.
 Frövel, Malte, **254, 315**.
 Fuente Gómez, José Luis de, **247, 315**.
 Fuente Tremps, Enrique de la, **252, 315**.
Fulmar, cohete de sondeo, **19, 100, 103, 106, 108, 145**.

G

Gallego Ramos, Juan Carlos, **251, 315**.
 Gallego Sanz, José María, **11, 251, 311, 315**.
 García Alcázar, Enrique, **191, 315**.
 García Almuzara, José Luis, **190, 315**.
 García de Pablos, José María, **256**.
 García Santesmases, José, **190**.
 Garmendia Merino, José Eugenio, **191, 315**.
 Garrofé Garrofé, José, **315**.
 GDB, propulsante doble base, **40, 43, 44, 46, 48, 50, 53, 63, 69, 305**.
 GECOIN, **237, 238, 253, 254, 305**.
 General Dynamics, **74, 250**.
 Gil Expósito, Antonio, **67, 69-71, 73, 147, 315**.
 Gil Ojeda, Manuel, **146, 315**.
 Gil, Salvador, **191**.
 Giménez Cañete, Álvaro, **253, 255, 256**.
 Giménez Clavijo, Javier, **142, 147, 315**.
 Gismero Menoyo, Javier, **190**.
 GMV, **214, 224, 250, 305**.
Goldfinch, motor cohete, **144, 147, 266**.
 Gómez Bastida, Fulgencio, **147, 247, 252, 315**.
 Gómez Domínguez, Vicente, **256**.
 Gómez Tierno, Miguel Ángel, **256**.
 González Serrano, José Luis, **74, 311**.
Goose II, motor cohete, **79, 81, 82, 92, 144**.
Gosling IV, motor cohete, **95, 97**.
Gosling XV, motor cohete, **93**.
 Goya Cabezón, José María, **144, 191, 297, 317**.
 GPC, propulsante compuesto, **116, 125, 305**.
 Graaf, M., **190**.
 Grajera Torres, José María, **247, 315**.
 Greer, Raymond G H, **145**.
 GTS, **199, 305**.

Guitart Poch, Luis, **147**.
 Gutiérrez Rincón, Enrique, **73, 315**.

H

HASA, **45, 70, 72, 305**.
 Helguera Herrera, Leonardo, **74, 315**.
 Hermida Quesada, José, **11, 247, 249, 250, 315**.
 Hermoso Rojas, Manuel, **255**.
 Hernández Gutiérrez, Eligio, **256**.
 Hierro, El, **240-244, 256, 312**.
Hispasat, **287**.
 Honeywell, **180, 186, 224, 295**.
 HSD, **168, 305**.
 HTPB, propulsante compuesto, **210, 216, 245, 275, 277, 278, 304, 305**.
 Huertas Navarro, José Luis, **251, 315**.
 HWIL, **177, 178, 183, 224, 226, 251, 285, 286, 288, 289, 292, 294, 296, 305**.

I

IAA, **106-109, 129, 137, 144, 147, 305**.
 IAC, **106, 129, 305**.
 IAI, **190, 305**.
 Ibarreta Manella, José Ángel, **73, 74, 315**.
 Ibermisil, **184, 186, 191**.
 ICID, **242, 305**.
 ICSA, **211, 213, 250, 305**.
 IEA, **190, 305**.
 IEEE, **190, 305, 311**.
 IKA, **198, 255, 298**.
Imp XVIII E, motor cohete, **96, 100**.
 Impacto cohetes, **22, 33, 35-37, 41, 46, 51, 56, 61, 71, 74, 79, 81, 84, 85, 87, 89, 102, 114, 131, 133-135, 164, 168, 170, 171, 174-176, 185, 186, 206, 222, 232, 251, 261, 262-264, 267, 268, 283**.
 Inercial, plataforma, sistema, **168, 171, 174, 180, 185, 201, 205, 206, 223-226, 236, 286, 287, 290, 294-296, 306, 307, 312**.
 Infrarrojo, **129, 152, 283, 287, 305, 306**.
Ingeniería Aeronáutica y Astronáutica, **143, 311, 312**.
 INI, **47, 191, 305**.
 INISEL, **184, 191, 299, 305**.
 INSA, **205, 241, 242, 249, 305, 313**.
 INTA-100 *Rocío*, cohete de sondeo, **7, 18, 19, 55, 58, 76, 78, 100, 107, 108, 110, 111, 113-115, 117-119, 121-123, 134, 137, 145, 146, 194, 195, 199, 208, 215, 216, 239, 248, 274, 275, 278, 309, 312**.
 INTA-156, **ver Banderilla**.
 INTA-255, cohete de sondeo, **7, 19, 76, 78-93, 95, 98-101, 131**.



134, 137, 142, 143, 147, 159, 265- 269, 309, 311.
INTA-300 *Flamenco*, cohete de sondeo, 5-7, 13, 19-21, 75, 76, 78, 79, 83, 89, 90, 92, 96, 99-104, 106, 107, 109-113, 116, 120, 123, 124, 127, 129, 131, 133-135, 137, 142-148, 167-169, 171, 173, 183, 184, 196, 200, 208, 215, 229, 239, 250, 251, 260, 265, 266, 270-272, 276, 281, 309, 312.
INTA-300B, cohete de sondeo, 7, 20, 95, 101, 106, 108-110, 122, 124, 127, 137, 146, 147, 195, 199.
INTA-300G, cohete demostrador, 7, 17, 20, 111, 124, 149, 150, 167-171, 173, 175-177, 179, 183, 185, 186, 194, 251, 285-287, 290, 295, 299, 309.
INTA-430 *Veleta*, motor cohete, 19, 125-127, 131, 138, 215, 252, 273, 274, 298, 309.
INTASAT, 306.
IROE, 104, 306.
ITM, 11, 306.
Iwata, Masaaki, 248.

J

Jadraque Estévez, Jesús, 71, 73, 315.
JIDC, 183, 184, 191, 306.
Josa, Cap., 69.
Judi-Dart, cohete de sondeo, 110, 111, 264, 265, 269.

K

Kármán, Theodore von, 23, 82, 152, 187.
Kindelán Everet, Juan, 254.
Kiruna, ver **ESRANGE**.

L

Laboratorio de Automática, 190.
Laboratorio de Cauchos, 250, 258.
Laboratorio de Guiado y Control, 20, 22, 150, 168, 176, 183, 184, 224, 251, 259, 286, 287, 291, 295, 296, 299, 308, 309.
Laboratorio de Propulsantes, 19, 22, 77, 124, 147, 201, 216, 250, 270, 271, 275, 276, 278.
Laguna Barahona, José, 144, 315.
Laguna Barahona, Julián, 315.
Lahesa Postigo, José María, 253.
Lamparero Gallardo, Manuel, 11, 310.
LANCO, lanzacohetes, 53-58, 306.
Lanzadera, 242-244, 313.
Lapwing, motor cohete, 143.
Láser, 20, 22, 74, 150, 177-180, 183, 224, 227, 287, 288, 291, 293, 296, 306.

Le Bel, M., 191.
Lecuona Ribot, Antonio, 256.
Leros, motor cohete, 199.
Leyes de guiado, 152, 153, 163, 181, 190, 206, 223, 224, 226, 289.
Liaño Puigcerver, Gabriel, 11, 252, 315.
LittleLEO, vehículo lanzador, 248.
Lockheed, 64, 240, 241, 254, 255, 313.
LOCPOD, misil *stand-off*, 74.
Loki, cohete de sondeo, 264-266.
López Agudo, Carlos, 299.
López Arteaga, José Ángel, 251, 315.
López Carmona, Francisco, 256.
López Llacer, Agustín, 315.
López Moreno, José Juan, 148, 311.
López Pardo, Manuel, 191.
López Rodríguez, Matías, 256.
LQCA, 11, 53, 61, 142, 183, 184, 189, 250, 275, 299, 306.
Luminiscencia Nocturna, 20, 106, 127, 129.
Luque Escalona, Ángel, 256.

M

Macam, cohete anticarro, 150.
Machado Carrillo, Antonio, 256.
Madas, motor cohete, 131, 245, 276, 306.
Maellas Benito, Jesús, 247, 250, 315.
MAGE, motor cohete, 200, 275.
Magic, ver **Matra R-550**.
Malla García, Fernando de la, 146, 247, 317.
MAMAT, 58, 306.
MAN, 99-101, 200, 265, 266, 306.
Manrique, J. M., 191, 311.
Marcos Elgoibar, José María, 190.
Marcote, M., 190.
Martelli, Guiseppe, 137, 145.
Martín Francía, Juan José, 147.
Martín Plaza, Néstor, 146, 315.
Martín Rico, Cristóbal, 191, 249, 298, 299, 315.
Martín Romero, José Ramón, 11, 191, 251, 315.
Martín Sanz, María Eugenia, 147, 315.
Martínez Cerrillo, Luis, 144, 148.
Martínez Fernández, Ángel, 252, 315.
Martínez Sevilla, Miguel Ángel, 68, 311.
Martín-Montalvo y San Gil, Antonio, 72.
Mateo Palacios, Ángel, 144, 257, 315.
Matía Espada, Fernando, 190.
Matra R-550, *Magic*, misil aire-aire, 159.
Matra, 43, 59, 151, 153, 154, 163, 165, 190, 191, 297, 306

Maxus, cohete de sondeo, **199, 202, 233, 236, 248**.
 MBB, **199, 200, 248**.
 MC-2000, cohete tierra-tierra, **150, 189**.
 Melián Pérez-Marín, Julio, **255**.
 Mellana, William Douglas, **254**.
 Mendizábal, José Joaquín, **17, 23, 24**.
 Mezquida Gómez, Eduardo, **257**.
 Mi Cabezudo, José María, **251, 315**.
 Micra, **112, 115**.
 Millán Merino, Encarnación, **247, 315**.
Minisat, satélite, **240, 241, 256, 284, 287**.
Mizar, motor cohete, **21, 203-206, 211-215, 217-219, 221-223, 233-236, 253, 278**.
 MMM, Manufacturas Metálicas Madrileñas, **33, 41, 71**.
 Monasterio Cabrerizo, José María, **74, 142-144, 146, 147, 191, 298, 315**.
 Monreal Hjar, Julio, **256**.
 Montañés García, José Luis, **299**.
 Montero López, Félix, **249**.
 Montuenga Sánchez, Anna, **250**.
 MORABA, **99, 101, 102, 306**.
 Moratilla Fernández, Domingo, **191, 315**.
 Morenés Eulate, Pedro, **256**.
 Moreno García, Roberto, **190, 313**.
 Moreno Martín, Francisco, **11, 247, 252, 256, 315**.
 Morote Rodríguez, Jesús, **252, 315**.
 Mosquera Vázquez, Gonzalo, **11, 146, 191, 247, 248, 251, 254, 312, 315**.
 Mosquera Vázquez, Javier, **252, 255, 315**.
 MSOW, misil *stand-off*, **74**.
 MTCR, **249, 306**.
 Mulero Valenzuela, Manuel, **249, 252**.
 Muñoz Candell, Tomás, **252, 315**.
 Muñoz Galián, Gabriel, **191**.
 Muros Anguita, Juan Gerardo, **146, 315**.

N

Nanosatélites, **246, 287, 312**.
 NASA, **9, 14-16, 76, 107, 145, 240, 247, 254, 264, 267, 268, 297, 306**.
 Navegación, **21, 74, 152, 154, 174, 175, 178-182, 185, 186, 206, 221, 223, 224, 226, 261, 286, 299, 307**.
 NCST, **202, 306**.
 Negrón, Cap., **70**.
 Newell, Homer E., **15**.
Nike-Cajun, cohete de sondeo, **20, 98, 107, 145, 229, 265**.
Nike-Hércules, misil tierra-aire, **229, 232**.
 NRL, **202, 306**.

O

Oerlikon, cohete aire-tierra, **18, 29, 31, 33, 37, 39, 40, 41, 66, 71, 281**.
 Ojiva, **21, 59, 69, 73, 77-79, 82, 83, 88-90, 96, 101, 107-109, 113, 114, 117, 118, 128, 129, 145, 146, 152, 156, 159, 170, 187, 190, 204, 206, 218, 219, 223, 227**.
 Ópticos, sistemas, **114, 150, 153, 160-164, 180, 181, 191, 261, 262, 267-270, 287, 289-291**.
 Orchilla, **241, 242, 245**.
 OSC, **254, 306**.
 OTAN, **74, 77, 151, 167, 186, 256, 306**.
 Otero Troncoso, Manuel, **73, 315**.

P

P-2, cohete aire tierra, **18, 26-32, 35, 36, 38, 40, 63, 67, 87, 140**.
 P-2b, cohete aire-tierra, **26, 27, 29-33, 36, 39, 66, 67**.
 Padrón Benítez, Agustín, **256**.
 Padrón Hernández, Tomás, **256**.
 Palanca, Cte., **69**.
 Palomo Blázquez, José Antonio, **252, 316**.
 Palorci, M., **191**.
 Paracuellos del Jarama, campo de tiro, **41, 42, 48, 49, 71**.
 Paraflly, **61**.
 Parlamento de Canarias, **243, 256, 313**.
 Pazó Montes, José, **27-29, 30, 31, 66, 316**.
 Pazos Peces, Jesús, **147, 251, 316**.
Pedro, avión C-2.111, **39**.
Pegasus, vehículo lanzador, **243, 248, 284**.
 Peña Aranda, Gabriel, **69-71, 143, 144, 190, 191, 297, 316**.
 Peña Márquez, Gabriel, **23, 24, 67**.
 Peralba Giráldez, José Santos, **23**.
 Pérez Alonso, Siro, **191, 316**.
 Pérez del Puerto, Guillermo, **79, 144, 147, 190, 191, 317**.
 Pérez Lobato, José Manuel, **251**.
 Pérez Mollá, Juan, **191, 316**.
 Pérez Uribarri, Carlos, **74**.
 Pérez Yuste, Antonio, **190, 311**.
 Pérez-Marín y Castro, Antonio, **14, 16, 17, 23, 317**.
 PERME, **124, 127, 143, 198, 306**.
Pershing II, misil tierra-tierra, **174, 176**.
Petrel, cohete de sondeo, **20, 79, 105-107, 129, 142-145, 148, 265**.
 PFA, bomba perforante freno-acelerada, **60-62, 72, 74, 150, 306**.
 PGMS, **237, 238, 254, 306**.
 Philco-Ford, **165, 286**.
Pilatus, pilón lanzacohetes, **29, 37, 39, 41, 43**.
 Pilotaje, **163, 182**.
 Pingarrón Rodríguez, José, **147, 247, 298, 316**.



Pintado Sanjuanbenito, José María, **250, 316**.
Pintó Tardón, Pedro, **74, 142, 191**.
Piñeiro, Juan José, **191**.
Pirotecnics, **59, 164, 198, 200, 205, 218-223, 230, 232, 236, 245**.
Pisón, Cap., **70**.
Planta Piloto, **22, 123-125, 144, 147, 201, 245, 271, 272, 275-277, 280**.
Polikarpov I-15, **ver C.9**.
Pontijas de Diego, José, **191**.
Prieto Prieto, Ignacio, **71, 73, 316**.
Probabilidad de impacto, **61, 79, 81, 85, 89, 131, 133-135, 165, 262, 266**.
Propulsante compuesto, (ver también HTPB), **16, 77, 127, 153, 158, 164, 271, 305**.
Propulsante doble base, (ver también GDB), **31, 45, 70**.
Propulsante plástico, (ver también GPC), **97, 116, 123, 144, 147, 196, 272**.
Pueyo Panduro, Luis, **17, 23, 24, 69, 70, 191, 316**.
Pyroalliance, **236, 251**.
Pyromeca, **202, 219, 253, 255, 306**.
Pyrospace, **202, 253**.

Q

QUB, **107, 145, 306**.
Quesada Galvañ, Joaquín, **69, 71, 144, 316**.
Quesada Rodríguez, José Luis, **71, 142-144, 190, 191, 247, 251, 298, 311, 316**.
Quesada, Feliciano, **143**.
Quijada Magdaleno, Modesto, **255**.
Quintana González, José María, **145, 311**.

R

RALCA, **51, 72, 73, 306**.
Reboso Barroso, Rosendo, **256**.
Regimiento de Artillería Antiaérea de Algeciras, **232**.
Resonancia dinámica, **78, 79, 84, 85, 87, 88, 96, 102, 103, 105, 107, 134, 135, 144**.
Rico Guayta, José, **253, 256**.
Rico Martínez, José Emilio, **251, 316**.
Rigel, motor cohete, **21, 198-201, 203, 211, 234**.
Ríos Rubalcaba, José Manuel de los, **144, 316**.
Rivera Rodríguez, Juan Gabriel, **255**.
Rocío, **ver INTA-100**.
Rockwell International, **74**.
Rodrigo Blanco, Rafael, **191, 311**.
Rodrigo Roglés, Fernando, **146, 147, 247, 316**.

Rodríguez Higuera, Javier, **251, 316**.
Rodríguez Lozano, Agustín, **142, 144, 147, 148, 191, 252, 298, 316**.
Rodríguez Martín, Luis, **142, 144, 146, 247, 252, 298, 316**.
Rodríguez Ramos, José Luis, **247, 252, 316**.
Rodríguez Rodríguez, Antonio, **254**.
Rodríguez Vega, Jorge, **247, 251, 252, 316**.
ROF, **ver Royal Ordnance**.
Rolerones, **152, 156, 157, 163**.
Romero de Pablos, Ana, **190**.
Royal Ordnance, **143, 144, 198-200, 247, 248, 306**.
RPE, **77, 90-92, 95, 98, 101, 124, 127, 143, 198, 274, 281, 306**.
Ruano Ramos, Evencio, **146, 316**.

S

S-1, cohete aire-tierra, **26, 27, 29, 36, 38-40, 63, 66, 67, 69**.
S-11, cohete aire-tierra, **7, 17, 18, 26, 46-53, 56, 59, 61-63, 70-73, 150, 281, 309**.
S-12, cohete aire-tierra, **7, 17, 18, 25, 26, 46, 50-56, 58, 62, 63, 67, 70, 72, 73, 112-115, 117, 119, 150, 309**.
S-2, cohete aire-tierra, **18, 26, 27, 29-34, 36, 37, 39, 40, 63, 66-69**.
S-3, cohete aire-tierra, **30, 31, 33, 66**.
S-4, cohete aire-tierra, **66**.
S-5, cohete aire-tierra, **30, 66**.
S-6, cohete aire-tierra, **7, 15-18, 26, 31, 39-44, 63, 66, 69, 77, 309**.
S-7, cohete aire-tierra, **66**.
S-8, cohete aire-tierra, **66**.
S-9, cohete aire-tierra, **7, 17, 18, 26, 43, 45-48, 50-53, 56, 62, 63, 66, 69-73, 77, 81, 115, 116, 119, 150, 309**.
Sabau Graziati, Dolores, **252**.
SAE, **306**.
SAGEM, **174, 224, 255, 306**.
Salcedo Vázquez, Joaquín, **316**.
Sánchez Barbero, Luis, **249**.
Sánchez García, Antonio, **191**.
Sánchez Martínez, Francisco, **256**.
Sánchez Miró, Luis Fernando, **11, 251, 316**.
Sánchez Renedo, Santiago, **11, 23, 191, 311**.
Sánchez Ron, José Manuel, **9, 23, 312**.
Sánchez Tarifa, Carlos, **298, 312**.
Santociles, J., **191, 312**.
Sanz Aránguez, Segismundo, **23, 24**.
Sanz-Aránguez Sanz, Pedro, **3, 5, 9, 74, 142-144, 190, 191, 251, 297-299, 309, 311, 312, 316**.
SBGL-1000, bomba guiada por láser, **20, 177, 184, 251, 287, 296, 306, 309**.
Schüller Gil, Carlos, **11, 147, 247, 249, 251, 316**.

Scila, misil aire-tierra, **7, 20, 150, 176-181, 183, 287, 296, 306, 309.**

Scout, vehículo lanzador, **20, 236, 247, 248.**

SEALAR, **202, 306.**

Sección de Armamento Aeronáutico, **11, 26, 27, 41-44, 48, 66, 67, 69, 70, 144, 147, 260, 270-272, 283, 308.**

Sección de Experimentación en Vuelo, **144.**

Sección de Guiado y Control, **178.**

Sección de Instrumentos de abordó, **298.**

Sección de Materiales no Metálicos, **146, 147.**

Sección de Obras, **297, 298.**

Segura Arias, Manuel, **71, 143, 190, 316.**

Sener, **20, 74, 177, 251, 266, 296, 298, 312.**

SEP, **199, 200, 249, 306.**

SERMIS, **165, 286, 298, 306.**

Serna Arenas, Felipe, **256.**

Serra, Jean-Jacques, **145, 313.**

Serrano, Miguel, **191.**

Servicio Central de Armamento, **26, 27, 30, 39, 42, 43, 70.**

Servomecanismos, **150, 159, 160, 162, 163, 173, 180-183, 190.**

SFIM, **174, 306.**

SGTCEN, **183.**

SGTCIN, **183.**

Sidewinder, misil aire-aire, **24, 150, 151, 156, 162, 165, 286.**

Simón Abad, Agapito de, **191.**

Simón Calero, Julián, **3, 5, 9, 71, 73, 142-146, 191, 247-249, 252-257, 309, 312, 316.**

Simulador, **22, 183, 225, 259, 287-294.**

Sistach Roura, Enrique, **249.**

SIVA, **245, 287, 306.**

Skua, cohete de sondeo, **20, 79, 84, 110-112, 128, 129, 142, 143, 145, 148, 264, 265, 266, 269, 297.**

Skylark, cohete de sondeo, **144, 148, 247, 265, 266, 312.**

SNEB, cohete aire-tierra, **18, 43, 66, 70.**

SNPE, **199, 201, 211, 215, 232, 234, 235, 249, 252, 253, 255, 307.**

Sor Mendi, Suthyvann, **252, 316.**

Soriano Sánchez, Jorge, **297, 316.**

Soriano y Benítez de Lugo, Alfonso, **256.**

South, John, **145.**

SRC, **106, 129, 148, 307.**

Star 30C, motor cohete, **21, 200, 202, 203, 234, 248, 249, 253, 275.**

Stonechat, motor cohete, **114, 196, 199.**

Subdirección de Programas Aeronáuticos, **194.**

Subdirección Técnica, **247.**

Sugrañez Nevado, Elisa, **247, 252, 316.**

Super-Locki, cohete de sondeo, **111.**

T

TADA, **227, 255, 307.**

Tajo, misil tierra-tierra, **7, 20, 150, 170, 183-185, 187-189, 309.**

Talleres Generales, **23, 27, 34, 37, 39, 41, 42, 44, 54, 71, 95, 213, 231, 245, 317.**

Tapia Cuadrado, Francisco, **147, 247, 249, 250, 316.**

Taurus, misil *stand-off*, **61, 74.**

Teide, motor cohete, **97, 98, 101, 107, 123-125, 127, 131, 138, 145, 169, 171, 172, 273, 274.**

Telekino, **150, 190, 311.**

Telemando, telecomando, **205, 223, 231, 244, 245, 256.**

Telemedida, **18, 55, 79, 83, 101, 105, 106, 108, 118, 119, 122, 128, 129, 139, 140, 143, 175, 205, 221-223, 226, 231, 236, 244, 248, 249, 252, 261, 263, 264, 269, 307.**

Teleno, Polígono de ensayos, **50, 51, 54-56, 72.**

Telescopio, **153, 160, 162, 263, 268.**

Teruel, cohete tierra-tierra, **70, 183.**

Thiokol, **199, 200, 202, 211, 232-235, 237, 238, 248, 252-255, 312.**

Thomson Brandt, **52, 73.**

Thomson Houston, **267.**

Thrust, motor cohete, **86.**

Timón Salinero, Victor, **251, 316.**

Tobera orientable, TVC, **21, 199, 201, 204, 205, 213-215, 222, 223, 233, 248, 254, 307.**

Toll de Cacho, Jaime, **251, 316.**

Tomahawk, misil *stand-off*, **61, 74.**

Torre Lejarraga, María Antonia de la, **250, 316.**

Torrente Zuazúa, Miguel Ángel, **252, 316.**

Torres Quevedo, Leonardo, **150, 190, 304, 311, 313.**

Torres Riera, José, **146.**

Transmisor, **55, 78, 83, 95, 101, 102, 108, 110, 118, 119, 122, 146, 147, 206, 221, 222, 244, 248, 249, 251, 256, 263, 267, 268.**

Transpondedor, **245, 252, 267.**

Trayectografía, **16, 52, 54, 122, 128, 146, 268.**

Trillas Ruiz, Enric, **9, 145, 247, 249, 255, 317.**

Truchet, M., **190, 191.**

Tubacex, **53.**

TVC, **ver tobera orientable.**

U

UEE, **31, 39-44, 53, 61, 68-70, 73, 145, 198, 200, 201, 205-207, 212, 215-217, 234, 249, 255, 260, 270, 271, 304, 307.**

UNED, **190, 307.**

Universidad Complutense, **190.**

Universidad de Wupertal, **148.**



Universität der Bundesweher, **287**.

UPM, **142, 257, 307**.

Urbión, motor cohete, **113-117, 120, 121, 127, 131, 138, 273, 274, 276, 298**.

V

Valdés Pedrosa, Jacobo, **16, 23, 24**.

Valera Ruiz de la Sierra, Javier, **191**.

Varela Arroyo, Emilio, **253, 254**.

Varela Fernández, Arturo, **247, 252, 316**.

Vázquez Velasco, Mariano, **11, 24, 68-70, 142-144, 191, 297, 312, 316**.

Vega Congosto, Francisco, **252**.

Vega Guillén, Carlos, **144**.

Vega, vehículo lanzador, **233, 252, 311**.

Veleta, **ver INTA-430**.

Vera Sanz, Jesús, **310, 316**.

Vidal Cuesta, Eugenio, **11, 146-148, 247, 251, 252, 316**.

Vizcarra Etayo, Rafael, **73, 316**.

W

Wallops Island, **107, 238, 264, 268, 297**.

Waxwing, motor cohete, **144, 200, 275**.

Z

Zafra, J.M.C., **146, 147**.

Zalama Morán, José, **71, 73, 74, 316**.

Zefiro, motor cohete, **252**.

Zorzal, maqueta INTA-100, **113, 120, 137**.

Zuni, cohete aire-tierra, **52**.

Biografías



Julián Simón Calero

Natural de Plasencia, 1942, ciudad en la que transcurrió su vida hasta la finalización del bachillerato.

En Madrid cursó sus estudios de ingeniería en la ETSIA, donde obtuvo el título de ingeniero aeronáutico en 1966.

A continuación ingresó en el INTA donde permaneció durante toda su vida laboral hasta su jubilación en 2007.

Su incorporación fue a la antigua Sección de Armamento Aeronáutico, que se convertiría en el Departamento del mismo nombre y del que fue director. De este pasó al Departamento de Motores y Energía, del que también fue director. Posteriormente estuvo en la Subdirección de Programas Aeronáuticos, como responsable de proyectos de lanzadores y terminó en el Departamento de Equipos y Sistemas. En todos esos años participó en casi todos los programas de cohetes del Instituto.

En paralelo obtuvo la licenciatura en Filosofía en la UNED en 1986 y el doctorado en 1992. Desde esta fecha hasta la actualidad ha trabajado en la historia de la Mecánica de los Fluidos y en la historia de la Tecnología española en los siglos XVIII y XIX.



Pedro Sanz-Aránguez

Nació en Madrid en 1940 y su vida transcurrió en Segovia hasta el comienzo de sus estudios superiores. Obtuvo el título de Ingeniero Superior Aeronáutico en la E.T.S.I.A. en 1963 y marchó, con una beca de la NASA, a los Estados Unidos donde, en junio de 1964, consiguió el título de Master of Sciences in Mechanical Engineering en New Mexico State University. A su regreso a

España se incorporó al INTA en octubre 1964, y permaneció en el Instituto, con una pequeña escapada de dos años (1970 a 1972) a la Oficina de Proyectos de Construcciones Aeronáuticas S.A. dedicado a temas de Espacio y Defensa hasta el año 1987. En este año, siendo Director del Departamento de Armamento Aeronáutico del Instituto, decidió dirigir su trabajo a la industria, también en el área de espacio y defensa, permaneciendo primero en SENER hasta el año 1991 y luego en CEELSA-INDRA hasta finales de 1995 en que optó por la dedicación completa como profesor en la E.T.S.I.A.

Desde el inicio de su carrera profesional, y en paralelo con su dedicación al INTA y a la industria, trabajó continuamente a tiempo parcial como profesor en la cátedra de Misiles y Vehículos Espaciales en la E.T.S.I.A., primeramente como profesor encargado de curso y posteriormente como profesor titular. En enero de 1996 ganó las oposiciones a la mencionada cátedra por lo que decidió dedicarse exclusivamente a la misma.

Desde su jubilación en 2010, permanece aún ligado a la Universidad Politécnica de Madrid por su nombramiento profesor emérito.



INTA-255 maquetado preparado para el lanzamiento el 16 de junio de 1969. ■

Como en otras obras de similar contenido histórico ya publicadas por el INTA, este libro pretende sacar a la luz, a la vez que conservar, los logros alcanzados por el trabajo de un grupo de técnicos especialistas en cohería que, desde los albores del Instituto y hasta hace bien poco, escribieron una de las páginas más brillantes y duraderas de la historia de la tecnología y la ciencia del INTA y por, ende, del país.

La obra describe el proceso intelectual (tecnológico y científico) que, a lo largo de cinco décadas, logró poner a este país, en lo que se refiere a la utilización de cohetes para la investigación científica y también para la militar, en un puesto mucho más elevado del que seguramente le correspondía por su nivel económico y sociopolítico.

Describe, pues, la tecnología de doble uso por antonomasia.

Partiendo de los cohetes tierra-aire puramente militares de los primeros tiempos. Pasando por los de sondeo, que portaban experimentos científicos que debían realizar medidas en la alta atmósfera, a donde llegaban lanzados desde El Arenosillo. Hasta terminar -utilizando los mismos principios- en los vehículos guiados, capaces de modificar su trayectoria para alcanzar un determinado blanco.

Todo culmina con el Programa Capricornio, que pretendió aunar la experiencia y el conocimiento acumulados durante tantos años, en el desarrollo de un vehículo lanzador de satélites.

Tan brillante historia, en realidad continúa en las instalaciones y laboratorios que se han creado a lo largo de los años, surgidos de la actividad relatada en el libro. Y sobre todo en el sedimento cultural legado al Instituto por este grupo de técnicos y científicos, que ha hecho posible el desarrollo de una pléyade de nuevas tecnologías en plena ebullición hoy en el INTA.

Además contado, descrito y escrito por Julián Simón y Pedro Sanz-Aránguez. Dos nombres imprescindibles para explicar el proceso que convierte una actividad meramente militar en otra puramente científica. La simbiosis entre lo científico y lo militar. La esencia histórica del INTA.

